

ANÁLISIS DE LA TRAYECTORIA DEL COHETE SONDA LIBERTADOR I  
IMPLEMENTANDO UNA SEGUNDA Y TERCERA ETAPA

CÁCERES CÁRDENAS JORGE ENRIQUE  
MEJIA AMAYA JAVIER

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
INGENIERÍA AERONÁUTICA  
BOGOTÁ DC  
2014

ANÁLISIS DE LA TRAYECTORIA DEL COHETE SONDA LIBERTADOR I  
IMPLEMENTANDO UNA SEGUNDA Y TERCERA ETAPA

CÁCERES CÁRDENAS JORGE ENRIQUE

MEJIA AMAYA JAVIER

Trabajo de grado para optar por el título de ingeniero aeronáutico

DIRECTOR DEL PROYECTO

JHONATAN ORLANDO MURCIA PIÑEROS

MSc. CIENCIAS-ASTRONOMÍA

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES

FACULTAD DE INGENIERÍA

INGENIERÍA AERONÁUTICA

BOGOTÁ DC

2014

Nota de aceptación

---

---

---

---

---

---

---

FIRMA DEL PRESIDENTE DEL JURADO.

---

FIRMA DEL JURADO.

---

FIRMA DEL JURADO.

Bogotá D.C, 28 de enero de 2014

## Dedicatoria

Este trabajo se lo dedicamos con amor  
a las familias Cáceres Cárdenas y  
Mejía Amaya que nos brindaron su  
apoyo incondicional.

## AGRADECIMIENTOS

En primer lugar damos gracias a Dios por darnos la inteligencia, sabiduría y entendimiento para afrontar este nuevo reto. Con todo el amor del mundo quisiéramos agradecer a nuestros padres y familiares quienes creyeron en nuestras capacidades y nos apoyaron en cada momento para alcanzar todas nuestras metas.

De la mejor manera agradecemos al MSc. Jhonathan Orlando Murcia Piñeros, quien como director del proyecto nos brindó su apoyo y conocimiento en cada momento, agradecemos por su entera dedicación para culminar de la mejor manera este proyecto.

Y por último pero no menos importante agradecemos a cada uno de los miembros del semillero, grupo de investigación GICA de la Fundación Universitaria Los Libertadores por brindarnos su apoyo y conocimiento en cada paso que dimos para la culminación de este proyecto.

## CONTENIDO

INTRODUCCIÓN .....	10
1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....	11
2. JUSTIFICACIÓN .....	12
3. OBJETIVOS .....	13
3.1 OBJETIVO GENERAL.....	13
3.2 OBJETIVOS ESPECIFICOS .....	13
4. ANTECEDENTES DEL COHETE SONDA EN EL MUNDO .....	14
4.1 Antecedentes del uso de cohetes sonda en Estados Unidos .....	14
4.2 Antecedentes del uso de cohetes sonda en Europa .....	14
4.3 Antecedentes del cohete sonda en Asia .....	17
5. ANTECEDENTES DEL COHETE SONDA EN AMÉRICA .....	18
5.1 Antecedentes del cohete sonda en Argentina .....	18
5.2 Antecedentes del cohete sonda en Brasil.....	22
5.3 Antecedentes del cohete sonda en Perú.....	23
5.4 Antecedentes del cohete sonda en Venezuela .....	24
5.5 Antecedentes del cohete sonda Colombia.....	25
6. SIMPLIFICACIONES PARA EL ANÁLISIS DEL COHETE SONDA .....	26
7. PROPULSIÓN DEL COHETE .....	27
7.1 FUNDAMENTOS DE PROPULSIÓN DEL COHETE .....	27
7.1.1 Ecuación de empuje del cohete.....	27
8. ECUACIONES DE MOVIMIENTO DEL COHETE .....	28
8.1 Modelo atmosférico.....	31
9. TRAYECTORIA DEL COHETE SONDA LIBERTADOR I .....	33
10. ANÁLISIS DE LA TRAYECTORIA CON I ETAPA .....	33
10.1 Ángulo de vuelo.....	34
10.2 Variación de la masa de la carga paga .....	37
11. ANÁLISIS DE LA TRAYECTORIA DEL COHETE SONDA LIBERTADOR I IMPLEMENTANDO UNA SEGUNDA ETAPA .....	46
11.1 Influencia del ángulo de vuelo en la trayectoria .....	47

11.2	Variación de la carga paga .....	49
12.	ANÁLISIS DE LA TRAYECTORIA DEL COHETE SONDA LIBERTADOR I IMPLEMENTANDO UNA TERCERA ETAPA.....	59
12.1	Ángulo de vuelo.....	60
12.2	Variación de la carga paga .....	62
13.	ANÁLISIS DE LA TRAYECTORIA DEL COHETE SONDA LIBERTADOR I IMPLEMENTANDO UN SISTEMA MULTIMOTOR .....	70
13.1	Ángulo de vuelo.....	71
13.2	Variación de la carga paga .....	73
	CONCLUSIONES.....	83
	BIBLIOGRAFIA.....	84
	ANEXOS.....	86
	TABLA DE LANZAMIENTO DEL COHETE LIBERTADOR I VARIANDO EL ANGULO DE VUELO .....	86
	TABLA DE LANZAMIENTO DEL COHETE LIBERTADOR I VARIANDO LA MASA .....	87
	PLANO DEL COHETE SONDA LIBERTADOR I CON UNA ETAPA.....	88
	PLANO DEL COHETE SONDA LIBERTADOR I CON DOS ETAPAS.....	89
	PLANO DEL COHETE SONDA LIBERTADOR I CON TRES ETAPAS.....	90
	PLANO DEL COHETE SONDA LIBERTADOR I CON UN SISTEMA MULTIETAPA.....	91

## GLOSARIO

**Aeroespacial:** Es la ciencia o área que estudia tanto la construcción de los vehículos espaciales como el diseño de los lanzadores que habrán de ponerlos en órbita.

**Adiabático:** Se designa como proceso adiabático a aquél en el cual el sistema (generalmente, un fluido que realiza un trabajo) no intercambia calor con su entorno.

**Altitud:** Es la distancia vertical a un origen determinado, considerado como *nivel cero*, para el que se suele tomar el nivel medio del mar.

**Atmósfera:** Es la capa de gas que rodea a un cuerpo celeste. Los gases son atraídos por la gravedad del cuerpo, y se mantienen en ella si la gravedad es suficiente y la temperatura de la atmósfera es baja.

**Carga Útil:** Es toda aquella masa adicional adicionada al sistema la cual genera un beneficio a la misión.

**Cohete Sonda:** Es un cohete que lleva instrumentos para estudiar la atmósfera superior de la Tierra o para realizar observaciones astronómicas desde por encima de la atmósfera densa. Un cohete sonda al contrario de un vehículo de lanzamiento no entra en órbita, generalmente su vuelo realiza una trayectoria parabólica describiendo un vuelo suborbital.

**Combustible:** Es cualquier material capaz de liberar energía cuando se oxida de forma violenta con desprendimiento de calor poco a poco. Supone la liberación de una energía de su forma potencial (energía de enlace) a una forma utilizable sea directamente (energía térmica) o energía mecánica (motores térmicos) dejando como residuo calor (energía térmica), dióxido de carbono y algún otro compuesto químico.

**Combustión:** Es una reacción química de oxidación, en la cual generalmente se desprende una gran cantidad de energía, en forma de calor y luz, manifestándose visualmente como fuego.

**Empuje:** Fuerza ejercida por los motores para producir el movimiento de los vehículos.

**Etapas:** Sub secciones del cohete las cuales llevan propelente y motor con el fin de alcanzar mayores altitudes y velocidades.

**Flujo:** Es el movimiento de un fluido en que toda la partícula del mismo sigue la misma trayectoria.

**Impulso específico:** Es el período en segundos durante el cual 1 kg de masa de propergol (el combustible y oxidante juntos) producirá un empuje de 1 kg de fuerza.



**Misil:** Un misil es un proyectil autopropulsado que puede ser guiado durante toda o parte de su trayectoria, propulsado por cohete o motor de reacción.

**Motor cohete:** Es un motor de combustión interna que genera empuje mediante la expulsión a la atmósfera de gases que provienen de la cámara de combustión.

**Latitud:** La latitud es la distancia angular entre la línea ecuatorial (el ecuador terrestre), y un punto determinado de la Tierra, medida a lo largo del meridiano en el que se encuentra dicho punto.

**Lanzamiento:** Corresponde a un acto que busca impulsar algo, con el fin de promoverle o transportarlo para que recorra una distancia.

**Longitud:** Expresa la distancia angular entre un punto dado de la superficie terrestre y el meridiano que se tome como 0° (es decir el meridiano base, en el caso de la tierra el meridiano de Greenwich) medida a lo largo del paralelo en el que se encuentra dicho punto, una circunferencia cuyo centro es la intersección del eje de la Tierra con el plano del citado paralelo.

**Oxidante:** Es un compuesto químico que oxida a otra sustancia en reacciones electroquímicas o de reducción-oxidación. En estas reacciones el compuesto oxidante se reduce.

**Propelente:** Son sustancias muy diversas pudiendo estar en estado sólido, líquido o mixto. Estos propelentes reaccionan en la cámara de empuje o cámara de combustión, generando gases a alta presión y gran temperatura. Cuando estos gases salen por la tobera, generan el empuje necesario para elevar y acelerar el cohete.

**Tobera:** Es un dispositivo que convierte la energía térmica y de presión de un fluido (conocida como entalpía) en energía cinética.

**Trayectoria:** Es el lugar geométrico de las posiciones sucesivas por las que pasa un cuerpo en su movimiento.

**Vector:** Es una herramienta geométrica utilizada para representar una magnitud física definida por su módulo (o longitud), su dirección (u orientación) y su sentido (que distingue el origen del extremo).

**Velocidad de Ascenso:** Vector que muestra la magnitud de velocidad en el plano vertical.

**Vuelo Suborbital:** Son vuelos espaciales que no entran en órbita, es decir caen a la tierra y describen una parábola, cuyo límite se ha convenido en situar a 100 km de altura.

## INTRODUCCIÓN

En los últimos años la Fundación Universitaria Los Libertadores ha incursionado en estudios en el ámbito aeroespacial, desarrollando diferentes modelos de vehículos en los que se han realizado análisis de su funcionamiento y comportamiento, en el caso del cohete sonda libertador 1 se implementa un código computacional optimo el cual permita la predicción de la trayectoria de un cohete en función de la masa, el empuje desarrollado por los motores cohete y los ángulos de lanzamiento. Este código será implementado para realizar el análisis respectivo del cohete sonda Libertador I diseñado por el GRUPO DE INVESTIGACIONES EN CIENCIAS AEROESPACIALES (GICA) de la Fundación Universitaria Los Libertadores con el fin implementar una segunda etapa en un futuro y determinar que ventaja trae esta modificación en el diseño en función de su masa para aumentar su rendimiento, alcance, velocidades, carga útil, etc.

## 1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

En la actualidad la Fundación Universitaria Los Libertadores cuenta con el GRUPO DE INVESTIGACIÓN EN CIENCIAS AEROESPACIALES (GICA) que está encargado del diseño y el desarrollo del cohete sonda Libertador I. Teniendo en cuenta las limitaciones que presenta el cohete en su alcance vertical con apogeo cerca de los 20 km se hace necesario implementar una segunda y tercera etapa con la cual se pretende aumentar el apogeo del cohete además de su carga paga, de esta manera las distintas misiones que se podrían realizar serían la toma de datos atmosféricos, toma de imágenes de la superficie terrestre, transporte de cargas biológicas, transporte de cargas a orbitas cercanas a la Tierra entre otras, por tal motivo se plantea la siguiente pregunta de investigación.

¿Cuál sería la configuración de lanzamiento del cohete sonda Libertador I de acuerdo con la misión que se quiere realizar?

## 2. JUSTIFICACIÓN

Debido a las necesidades que tiene Colombia en la parte aeroespacial, como la ausencia de un vehículo que se encargue de la recopilación de datos atmosféricos y que sea de fácil recuperación, se hace esencial realizar un análisis de la trayectoria de un modelo de cohete sonda con dos etapas para evitar el lanzamiento de globos atmosféricos y de esta manera reducir costos por su posterior pérdida. Gracias a los estudios realizados por el GRUPO DE INVESTIGACIONES EN CIENCIAS AEROESPACIALES (GICA) de la Fundación Universitaria Los Libertadores es posible llevar a cabo un análisis de este tipo, es importante recalcar que es la primera vez que se realizara un estudio de este tipo en la institución, este análisis formara parte de un avance significativo en el desarrollo aeroespacial de Colombia que además permitirá la concepción de futuros proyectos, sirviendo como base de investigación aportando conocimientos esenciales y datos básicos para la construcción de futuras aeronaves que operaran y se adaptaran a las necesidades operacionales del país, posicionando a la Fundación Universitaria Los Libertadores como pionera en el estudio y en el análisis de modelos aeroespaciales.

### 3. OBJETIVOS

#### 3.1 OBJETIVO GENERAL

Analizar las trayectorias del cohete sonda Libertador I implementando una, dos y tres etapas con el fin de determinar la mejor configuración de lanzamiento.

#### 3.2 OBJETIVOS ESPECIFICOS

- Recolectar antecedentes del cohete sonda de dos y tres etapas a nivel mundial, en Latinoamérica y en Colombia con el fin de observar sus principales características y su comportamiento de vuelo.
- Determinar el comportamiento dinámico del cohete sonda Libertador I implementando una segunda y tercera etapa para obtener la trayectoria de vuelo.
- Comparar las trayectorias de vuelo que recorre el cohete sonda con diferentes configuraciones en el ángulo de vuelo y en la carga paga.
- Implementar el sistema multimotor diseñado en el código computacional FORTRAN con el fin de analizar la trayectoria del cuerpo con esta nueva configuración.

## 4. ANTECEDENTES DEL COHETE SONDA EN EL MUNDO

### 4.1 Antecedentes del uso de cohetes sonda en Estados Unidos

El programa *NSRP (NASA Sounding Rocket Program)* de la (*National Aeronautics and Space Administration*) NASA, consta de realizar un vuelo suborbital en el cual se llevaron a cabo actividades de investigación de ciencias de la Tierra y el espacio. Desde su creación en 1959 se han realizado cerca de 2800 misiones con una tasa de éxito en las actividades de investigación del 86%.<sup>1</sup>

En la actualidad los cohetes sonda se usan en el estudio o investigación en campos como física del plasma, física solar, atmosfera planetaria, astronomía galáctica, entre otros.<sup>1</sup>

A mediados de 1980 el programa NSRP se consolidó en la instalación de vuelo Wallops en el centro de vuelos Goddard. El programa ha crecido en términos de carga útil, tamaño, complejidad y alcance. Los sistemas de vuelo son muy sofisticados y capaces de transportar 453.592 kg a 280 km y 113.398 kg de carga útil a 1500 km.<sup>1</sup>

Los principales usuarios del NSRP son grupos de investigación gubernamentales de los Estados Unidos y grupos de investigación de Universidades entre otros. El programa cumple con propósitos para la investigación, el análisis y la publicación de resultados de los diferentes estudios realizados en el ámbito espacial estadounidense, algunos de estos estudios se enfocan principalmente en las naves espaciales y componentes que son llevados a las estaciones en órbita.<sup>1</sup>

Los servicios prestados a los clientes del NSRP abarcan el espectro completo de apoyo: gestión de la misión, diseño y desarrollo de la carga útil, vehículos de lanzamiento, sistemas de recuperación, sistemas de control de posición, pruebas de carga y evaluación, estudios analíticos, adquisición y procesamiento de datos.<sup>1</sup>

El programa NSRP se lleva a cabo bajo los estándares de calidad de la norma ISO 9001.<sup>1</sup>

### 4.2 Antecedentes del uso de cohetes sonda en Europa

Durante el periodo comprendido entre los años 1960 a 1990 los cohetes sonda fueron un medio económico para el estudio del ámbito espacial por parte de los países europeos. Hace medio siglo atrás se empezó con cohetes de sondeo y satélites pequeños

---

<sup>1</sup> Goddard Space Flight center. NASA sounding rocket program hand book. Estados Unidos: Goddard space Flight center, 2005. p 98-115

diseñados para el estudio de la atmósfera e ionósfera de la Tierra que en su momento se encontraban inexplorados.<sup>2</sup>

Además de las primeras observaciones de las estrellas con instrumentos transportados por cohetes de sondeo que operan a altitudes por encima de la exosfera alrededor de unos 85 km de altura con respecto a la superficie terrestre. En la década de 1970 una nueva disciplina surgió con el fin de desarrollar un estudio de los materiales y de las condiciones de la vida en micro gravedad, estos experimentos fueron los precursores de los actuales experimentos del *Spacelab* y la Estación Espacial Internacional o *International Space Station* por sus siglas en inglés (ISS).<sup>2</sup>

Los ámbitos de estudio de estas misiones eran:

- Las comunicaciones globales y la transferencia de información
- El tiempo, el clima y el medio ambiente de observación y previsión
- Monitoreo remoto, observación del Universo y de la superficie de la Tierra
- Los vuelos espaciales tripulados.<sup>2</sup>

El primer lanzamiento de un cohete sonda fue en 1929 con el cohete Goddard en la población de Roswell New México, nombrado así por su creador el científico Robert Hutchings Goddard quien enfoco sus estudios en el campo astronáutico, posteriormente el 4 de octubre de 1957 la Ex unión de Repúblicas Socialistas Soviéticas (USSR) realizaron el lanzamiento y posicionamiento de un satélite llamado *Sputnik* el cual inicio la carrera espacial entre las dos superpotencias Estados Unidos y las USSR, durante esta competencia por el desarrollo espacial, Estados Unidos logro llevar al hombre a la Luna cumpliendo con un sueño de la humanidad el 21 de Julio de 1969.<sup>2</sup>

A mediados de los años 1950 con la utilización de cohetes como el Júpiter junto con sus variaciones basadas en los cohetes V2 de diseño e ingeniería alemán, se iniciaron estudios de las características inexploradas de la atmósfera y las órbitas cercanas a la Tierra. Aunque el principal enfoque del desarrollo de los cohetes hasta mediados de la década de 1950 fue para fines militares.<sup>2</sup>

El cambio en la visión del uso de los cohetes surgió con el fin de estudiar la forma y el comportamiento del planeta Tierra visto desde el espacio, estos cambios se surgieron a partir del año 1957 y se extendió hasta finales de 1958 designado como el Año Geofísico internacional que registró un avance significativo en el uso de la tecnología espacial.<sup>2</sup>

El *AGI* (*Assosiation for Geographic Information*) impulsó el lanzamiento de unos 200 cohetes de sondeo en todo el mundo para tener una perspectiva mayor del comportamiento de la Tierra y de esta manera obtener una mayor cantidad de datos para

---

<sup>2</sup> Günther Seibe. The History of Sounding Rockets and Their Contribution to European Space Research. Netherlands: ESA publications Divisions.2006.p 3-68.

analizar. Los vehículos usados se derivaron de cohetes militares, o en ocasiones se hacía uso de los mismos, un claro ejemplo es el misil tierra-aire *NIKE* que con simples modificaciones paso a ser un cohete sonda para el análisis atmosférico. Estos eran muy diferentes en cuanto a sus capacidades técnicas, se utilizaban cohetes capaces de transportar cargas útiles desde los 4 kg hasta los 200 kg, entre estos figuran los cohetes *4A Bran Black* Canadiense que contaba con un empuje de 49000 N, un peso de 2802.8 N, una relación empuje peso de 17.482, una masa de 286 kg, alcanzaba una altitud de 177 km, un diámetro de 0.26 m y una longitud de 5.5 m. Los cohetes *61M Veronique* de fabricación francesa contaban con una capacidad de carga de 200 kg y un apogeo de 220 km.<sup>2</sup>

El inicio de los cohetes sonda en Europa se vio facilitada en la década de los años sesentas gracias a la ayuda de los Estados Unidos que contaban con un mayor conocimiento en este campo, suministraron cohetes sonda y el lanzamiento de estos de forma gratuita a las autoridades especiales nacionales de los países que eran miembros de la OTAN (*Organización del Tratado del Atlantico Norte*).<sup>2</sup>

Incluso la creación del primer programa científico de ESRO (*European Space Research Organisation*) se benefició de esta abundante ayuda Americana. Sus primeros dos pequeños satélites, ESRO-I y II, se pusieron en marcha con cohetes *Scouts* de la NASA.<sup>2</sup>

Debido a la carrera espacial entre las grandes potencias, los Estados Unidos en respuesta al efecto de shock del *Sputnik* condujeron al lanzamiento del primer satélite americano, el Explorer-1, el 31 de enero de 1958. En octubre de 1958, la NASA fue fundada por el Gobierno de los Estados Unidos. Con el objetivo de centrar todos los esfuerzos espaciales de este país. También ese mes de octubre, el Consejo Internacional de Uniones Científicas por sus siglas en inglés (*ICSU*) fundó *COSPAR (Commite On Space Research)*, el Comité de Investigaciones Espaciales.<sup>2</sup>

En el período 1971 - 1990, la atención se centró en el estudio de la Ionosfera superior (la región F ubicada a una altura entre los 150-800 km en referencia a nivel del mar) debido a los fenómenos aurorales los cuales había que entender mejor. <sup>2</sup>

Alrededor de 1980, el interés se volvió a los estudios del acoplamiento entre la atmósfera neutra y el plasma ionosférico. Esto llevó a una serie de campañas con el objetivo específico de estudiar esta relación. Durante este período, las mediciones terrestres complementarios con radar - (EISCAT, PRE, MIRE), adquirieron cada vez más importancia en la investigación de cohetes sonda.<sup>2</sup>

En el período de 1991 hasta hoy, la investigación espacial está enfocada al estudio de las ondas de gravedad y turbulencias atmosféricas. Además, se han realizado estudios intensivos de la región a altitud de toda la mesopausa (80-90 km). A estas alturas, la

---

<sup>2</sup> Günther Seibe. The History of Sounding Rockets and Their Contribution to European Space Research. Netherlands: ESA publications Divisions.2006.p 3-68.



temperatura baja a aproximadamente 100 K durante el verano, haciendo de esta región la más fría en la atmósfera de la Tierra.<sup>2</sup>

#### 4.3 Antecedentes del cohete sonda en Asia

En abril de 1955, el Instituto de Ciencia Industrial de la Universidad de Tokio, realizó un experimento para poner en marcha el cohete Lápiz de 23 cm de largo. Este fue el primer paso de Japón hacia la realización del cohete sonda local tras participar en las actividades del Año Geofísico Internacional 1957-1958. También marcó el inicio de las actividades espaciales de Japón y el origen del actual Instituto de Ciencia Espacial y Astronáutica.<sup>3</sup>

La participación de Japón en los eventos del AGI terminó en éxito al llevar a cabo observaciones de la atmósfera superior, los rayos cósmicos y otros. Estas observaciones fueron posibles por el desarrollo de los cohetes tipo K-6, los cuales alcanzaban una altitud de 60 km, con el uso de propelente sólido. Este éxito fue seguido por el mejoramiento del rendimiento del cohete a través del desarrollo de cohetes tipo K-8 entre otros, que abrieron el camino hacia la era de la observación espacial de la década de 1960 con el uso de cohetes de sondeo. En 1962, el Centro Espacial Kagoshima se estableció y abrió sus puertas como un lugar de lanzamiento a gran escala.<sup>3</sup>

El Instituto de Ciencia Espacial y Aeronáutica de la Universidad de Tokio, predecesor de los actuales ISAS, fue establecido en 1964 para promover aún más la ciencia espacial en Japón, siguiendo el camino de éxito del Instituto de Ciencia Industrial. Desde entonces, las ISAS (*Institute of Space and Astronautical Science*), como un centro de investigación conjunta entre universidades, se ha convertido en una organización central de las actividades espaciales de Japón, junto con la Agencia Nacional de Desarrollo Espacial (NASDA), que fue establecido en 1969 para hacerse cargo de los programas de aplicaciones, en el marco del Espacio Comisión de Actividades (SAC), establecida en 1968.<sup>3</sup>

Al mismo tiempo, como una consecuencia natural del desarrollo de tecnologías para los cohetes sonda, la demanda se elevó para llevar a cabo observaciones científicas con el uso de satélites. Se aprobó el proyecto para desarrollar el cohete M-4S para el lanzamiento de satélites de observación científica en el año 1966 en estas circunstancias. Después fue planeado tras ensayo y error, el cohete L-4S, cuyo desarrollo para verificar el método de inyección de la órbita de los cohetes sólidos de serie M de cuatro etapas, finalmente tuvo éxito con el lanzamiento del primer satélite de Japón, Ohsumi, el 11 de febrero de 1970.<sup>3</sup>

---

<sup>2</sup> Günther Seibe. The History of Sounding Rockets and Their Contribution to European Space Research. Netherlands: ESA publications Divisions.2006.p 3-68.

<sup>3</sup> History of Japanese Space Research. Brief History.[en línea]

<[http://www.isas.jaxa.jp/e/japan\\_s\\_history/brief.shtml](http://www.isas.jaxa.jp/e/japan_s_history/brief.shtml)> [Citado en 2008]

Basado en el éxito de este cohete L-4S, el cohete M-4S completó su vuelo inaugural en febrero de 1971. En septiembre del mismo año, el primer satélite científico, SHINSEI, se puso en marcha y llevó a cabo observaciones de las emisiones solares de radio, los rayos cósmicos y la ionosfera, que marca el comienzo de la era de los satélites científicos en Japón. Desde entonces, se ha avanzado constantemente en la mejora de los cohetes de la serie M, con el lanzamiento de un satélite científico por año. Pese a la situación Japón fue capaz de tener una serie de buenos resultados en el campo de la observación científica. El satélite de astronomía de rayos X, HAKUCHO, es un ejemplo.<sup>3</sup>

Como la actividad en el campo de la observación científica en el espacio aumentó rápidamente en los años ochenta con el interés de estudiar el comportamiento ionosférico, el Instituto de Ciencia Espacial y Aeronáutica de la Universidad de Tokio, se reorganizó en 1981 para convertirse en el Instituto de Ciencia Espacial y Astronáutica (ISAS) bajo el control directo del Ministerio de Educación. A través de la reorganización, las actividades se fortalecieron aún más, lo que refleja la demanda por parte de los investigadores de la ciencia espacial en todo el país.<sup>3</sup>

En el año de 1985 se lanzó con éxito la sonda Sakigake al cometa Halley. Sakigake logró cercana observación del cometa como parte de la "Armada Halley" de las naves espaciales de Japón, los EE.UU., Europa y la Unión Soviética. El motivo de la misión Halley llevó a la creación del Grupo Interinstitucional, que todavía es muy eficaz para funcionar como una organización de cooperación entre Japón, los EE.UU., Europa y Rusia.<sup>3</sup>

## 5. ANTECEDENTES DEL COHETE SONDA EN AMÉRICA

### 5.1 Antecedentes del cohete sonda en Argentina

En el año de 1944 el Poder Ejecutivo Nacional ordena que se realicen las tareas de construcción de instalaciones destinadas a la Aeronáutica Argentina en el Departamento de Gobernador Gordillo (actualmente Departamento Chamental) en la provincia de la Rioja, Argentina. Las tareas se finalizan en el año 1946 y se crea allí un Centro de Tiro y Bombardeo operando en sus instalaciones aviones Avro Lincol procedentes de la V Brigada Aérea. En el periodo de tiempo comprendido entre los años 1947 a 1948 se desarrolla un motor cohete de combustible líquido, el AN-1 para impulsar un aeromóvil, llamado Tábano, que sería lanzado desde un avión. Tenía un empuje de 320 kg con un tiempo de combustión de 40 s. Su propelente era ácido nítrico y anhilina. Se construyó un Banco de Pruebas para su ensayo y se realizaron varias pruebas de funcionamiento. Para un lanzamiento desde 5000 m de altura el alcance previsto era de 10 km de vuelo

---

<sup>3</sup> History of Japanese Space Research. Brief History.[en línea]  
<<http://www.isas.jaxa.jp/e/japanshistory/brief.shtml>> [Citado en 2008]

horizontal y 50 km de planeo. Fue construido por el Instituto de Investigaciones Científicas de las Fuerzas Armadas bajo la dirección y proyecto del Ing. Ricardo Dyrghalla.<sup>4</sup>

El 2 de febrero de 1961 el Instituto Aeroespacial efectúa su primer lanzamiento de un cohete construido en el país. Es a su vez uno de los primeros de Sur América. Se trataba de un cohete para investigaciones meteorológicas "Alfa-Centauro-Apex 01", lanzado desde la Base Santo Tomé (Pampa de Achala - Córdoba), con resultados altamente satisfactorios.<sup>4</sup>

El 30 de septiembre de 1961 se realiza el primer lanzamiento de un cohete de dos etapas se denominaba APEX-A1-S2-015 Beta Centauro, el lanzamiento se realizó desde la pequeña "Base Santo Tomás" de la Fuerza Aérea Argentina, situada en Pampa de Achala, Provincia de Córdoba. El 13 de octubre 1961 el Instituto Aeroespacial efectúa su segundo lanzamiento, de un cohete Beta Centauro, lanzado desde la Base Santo Tomé (Pampa de Achala - Córdoba), con éxito.<sup>5</sup>

El 25 de mayo 1963 se realiza el operativo "Nube de Sodio" con un cohete Centauro 35, para medir vientos y turbulencias espaciales. Se realizó bajo la supervisión del Instituto Aeronáutico y Espacial, actuando como Director el Vice comodoro Miguel Sánchez Peña, actual Brigadier (R) , alcanzando una altura de 189 km y superando los resultados obtenidos por otro instituto similar, el COSPAR, de Viena (Austria).<sup>5</sup>

Del 23 al 26 de agosto 1963 se efectúan los primeros lanzamientos de cuatro prototipos de cohetes sonda Proson M1 desde la base CELPA, con la finalidad de experimentar el comportamiento general y determinar la trayectoria por medios ópticos.<sup>5</sup>

Posteriormente el 27 de julio 1964 se lanza un cohete Gamma-Centauro desde Puente del Inca, Provincia de Mendoza, transportando hasta los 35000 m de altitud una carga útil telemétrica para medir la temperatura. El 4 de noviembre 1964 se efectúa el lanzamiento de un cohete Centaure 78, desde la base CELPA Chamical, con la finalidad de realizar un estudio en aeronomía obteniendo resultados exitosos. En el año 1965 se realiza por vez primera en el país, el lanzamiento conjunto y sincronizado de 2 cohetes Gamma Centauro desde el Centro de Experimentación CELPA y 2 cohetes Gamma Centauro desde la Base Matienzo en la Antártida Argentina, pasando la Argentina a ocupar el tercer puesto entre las naciones que realizaron esta prueba desde regiones polares, después de los Estados Unidos de Norteamérica y de Rusia. El 8 de febrero 1965 se vuelve a realizar, el lanzamiento conjunto y sincronizado de un cohete Gamma Centauro desde el Centro de

---

<sup>4</sup> Pablo de León. Historia de la actividad espacial en la Argentina. Estados Unidos: Kathy Borgen, 2008.p 35-60.

<sup>5</sup> Fuerzas Armadas Argentinas. historia de la cohetería. Argentina: Fuerzas armadas Argentinas. 1992.p 23-35

Experimentación CELPA y un cohete Gamma Centauro desde la Base Matienzo en la Antártida Argentina. La finalidad era el estudio de Rayos X con resultados exitosos.<sup>6</sup>

En agosto de 1965 durante la reunión de COSPAR realizada en Mar del Plata, Provincia de Buenos Aires, la Argentina sugirió crear una red interamericana de estaciones de cohetes meteorológicos para el estudio de la alta atmósfera comprendida entre 30 y 60 km de altura. Esta propuesta se formalizó en agosto en una reunión realizada en Wallops Island en los Estados Unidos en la cual participaron los representantes de la *National Aeronautics and Space Administration (NASA)*, la *Comissao Nacional de Atividades Espaciais (CNAE, Brasil)* y la *Comisión Nacional de Investigaciones Espaciales (CNIE; Argentina)* creando la Red Interamericana de Estaciones de cohetes Meteorológicos bajo la denominación de *EXAMETNET (Experimental Interamerican Meteorological Rocket Network)*.<sup>4</sup>

El año 1967 se efectúa Lanzamiento de cohete JUDI, a las 14:13 Hrs, desde la base CELPA, carga útil, para el programa EXAMETNET, con la finalidad de realizar mediciones de vientos. En el mes de marzo de 1967 se efectúa el lanzamiento de un cohete, con carga biológica (Anastasio).<sup>4</sup> En el mismo año se realiza el lanzamiento de dos cohetes Nike Apache para estudios de la Ionósfera. Logrando Apogeos entre 222 km y 225 km respectivamente. El 14 de diciembre del año 1967 se efectúa el lanzamiento del cohete ORION II, con la finalidad de realizar estudios sobre los rayos cósmicos.<sup>4</sup>

En enero de 1968 se efectuó el lanzamiento del cohete Arcas, a las 17:25 Hrs, desde la base CELPA, llevando como carga útil un termistor, con la finalidad de realizar mediciones de vientos.<sup>4</sup>

Para el 28 de mayo de 1969 se efectúa el lanzamiento del cohete ORION II número 26, transportando una carga biológica (ratón). El 30 de agosto de 1969 se realiza el lanzamiento del cohete ORION II, con carga para estudios de astronomía y de otro ORION II. En el mes diciembre de 1969 se realiza en el Centro de Experimentación y Lanzamiento de Projectiles Autopropulsados (CELPA), el lanzamiento de un cohete compuesto de dos etapas del tipo Canopus combinados, alcanzando una altura de 550 km y colocando a Argentina en el primer lugar del mundo en realizar este tipo de experimentos.

En el año 1970 se efectuó el lanzamiento del cohete ORION II, con finalidad de estudio de partículas y campos magnéticos. En mayo del mismo año se efectúa el lanzamiento del cohete Dragón 37, desde la base CELPA Mar Chiquita, para el estudio de la

---

4 Pablo de León. Historia de la actividad espacial en la Argentina. Estados Unidos: Kathy Borgen, 2008.p 35-60.

<sup>6</sup> Dante Cocchetti, Valentin Trainotti y Jorge carlino. Resultado Telemétrico en Experiencias coheteriles. Argentina: Juan Parczewski. 2008 p 15-17

magnetosfera, alcanzando un apogeo de 425 km. El 27 de junio dentro del trabajo de desarrollo de sistemas de telemetría realizados por CITEFA se realiza este lanzamiento en la Base militar Aeronaval de Puerto Belgrano de un misil aire superficie MP1 (Martin Pescador), obteniendo resultados no muy favorables y desencadenando en la falla en el electrolito de la batería de energización<sup>6</sup>.

Para posteriores lanzamientos se desarrolló una estación telemétrica terrestre y equipamiento que iba como carga útil en los cohetes. Todo el desarrollo de la parte electrónica fue realizado por el plantel de profesionales y técnicos altamente calificados de la Dirección de Electrónica Aplicada y del Proyecto Aire-Superficie de CITEFA. El concepto fue tratar de realizar equipos sencillos, confiables y económicos para las cargas útiles y de lograr una máxima ganancia y eficiencia del sistema en tierra. Para ello se desarrolló una antena orientable de alta ganancia. Cabe señalar que este tipo de motores cohete se usaron 30 años después en parte del Proyecto Cohete Sonda PBX-10/100 donde en los primeros dos lanzamientos realizados se utilizó por primera vez en Argentina la transmisión de datos por telemetría digital. Los lanzamientos se realizaban desde tierra, eran balísticos y tenían un alcance de unos 18 km. La confiabilidad de todos los sistemas resultó ser óptima.<sup>6</sup>

El 16 de diciembre de 1970 se realiza en el Centro de Experimentación y Lanzamiento de Projectiles Autopropulsados (CELPA), el "Operativo Ñahi", lanzándose un cohete Castor X2 y dos cohetes Canopus. Es la primera experiencia con un cohete sonda con carga útil fotográfica, para tomas de gran altura, que se lleva a cabo en el país.<sup>5</sup>

En el año 1971 dentro del trabajo de desarrollo de sistemas de telemetría realizados por CITEFA se efectúa este lanzamiento en la Base CELPA, de un misil aire superficie MP 4 (Martin Pescador). El 19 de diciembre 1971 se efectúa el lanzamiento del cohete ORION II, con la finalidad de efectuar una evaluación tecnológica.<sup>6</sup>

En el periodo de tiempo comprendido entre 1972 a 1979 se efectúa el lanzamiento de un cohete Canopus, desde la base CELPA I Chamental con la finalidad de realizar una medición de actitud. Para ello se utilizó un sistema de FM-FM. El 12 de diciembre 1972 se lleva a cabo el lanzamiento de un cohete Dragón 38, desde la base CELPA Mar Chiquital, para realizar un estudio de la magnetosfera, alcanzando un apogeo 450 km.<sup>6</sup>

El 22 de marzo de 1973 se efectúa el lanzamiento de un cohete Skylark SL1182, desde la base CELPA Chamental, con la finalidad de tomar fotografías en el espectro visible e

---

<sup>5</sup> Fuerzas Armadas Argentinas. historia de la cohetería. Argentina: Fuerzas armadas Argentinas. 1992.p 23-35

<sup>6</sup> Dante Cocchetti, Valentin Trainotti y Jorge carlino. Resultado Telemétrico en Experiencias coheteriles. Argentina: Juan Parczewski. 2008 p 15-17

infrarrojo, para lo cual era necesario alcanzar un apogeo 240 km. El 6 de junio de 1974 se realiza en el Centro de Experimentación y Lanzamiento de proyectiles Autopropulsados (CELPA), en Chamical, el "Operativo Astro X ", lanzándose un cohete Rigel y dos cohetes SS/40 para desarrollo de un motor experimental de 70 Toneladas de empuje, con combustible nacional. El 30 de septiembre 1975 se efectúa el lanzamiento de un cohete Castor, desde la Antártida, para realizar un estudio sobre nubes de iones.<sup>4</sup>

El 18 de diciembre de 1981 el comando en Jefe de la Fuerza Aérea Argentina cambia el nivel orgánico de la unidad por el de Base Aérea Militar (BAM) incluyendo a la zona de lanzamiento como unidad alojada. Entre diciembre 1990 hasta 1997 funciona nuevamente como DAM Chamical, siendo su tarea brindar apoyo a las Unidades que eventualmente usen sus instalaciones. Desde el 1º de diciembre de 1997 el DAM funciona como Escuadrón de Apoyo Operativo Chamical ofreciendo apoyo operativo y sostén logístico a las unidades de la Fuerza Aérea Argentina. Chamical está ubicado a 30º 22´ Sur y 66º 17´ Oeste.<sup>4</sup>

El último avance registrado por Argentina en el ámbito espacial fue el 21 de noviembre de 2000 con el lanzamiento del satélite Argentino SAC-C.Y a su vez se realizó un nuevo ensayo del Motor Cohete híbrido desarrollado, y construido por el grupo de investigación que dirige el Prof. Ing. Jorge Lassig, de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional del Comahue.<sup>4</sup>

Asociación de Cohetería Experimental y Modelista Argentina-ACEMA.

## 5.2 Antecedentes del cohete sonda en Brasil

El 3 de Agosto de 1961, el presidente brasileño Jânio Quadros, buscando posicionar a Brasil en este nuevo campo de investigación el ámbito aeroespacial, creó el *Grupo de Organização da Comissão Nacional de Atividades Espaciais (GOCNAE)*, como coordinador de todas las actividades de investigación espacial del país. Aprovechando la oportunidad que otorgaba la existencia de un centro espacial organizado en el cono sur, los especialistas brasileños del GOCNAE, en preparación para la apertura de su centro de lanzamiento Barreira do Inferno en Río Grande do Norte, envió a capacitar a parte de su personal en la operativa del CELPA Chamica. En Abril de 1971 la GOCNAE es reemplazada por el Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), organismo que concentra todas las actividades de investigación y desarrollo, mientras la Comissão Brasileira do Atividades Espaciais (COBAE) se encarga de coordinar las actividades espaciales brasileñas.<sup>7</sup>

En la década del 70 en Brasil comenzó el desarrollo del cohete Sonda III, el cual tenía un sistema de guía (o sea, podía programarse su trayectoria), a diferencia de los vehículos argentinos, que eran

---

<sup>4</sup> Pablo de León. Historia de la actividad espacial en la Argentina. Estados Unidos: Kathy Borgen, 2008.p 35-60.

<sup>7</sup> Leandro Biderman Nuñez. Monografía Orientación en Relaciones Internacionales. Buenos Aires. 2010.p 1-10.

balísticos. El INPE se concentró en la capacitación técnica y científica en el área espacial, impulsando la investigación, a la vez que establecía un plan de largo plazo para el desarrollo de un lanzador orbital. Ese plan tuvo un gran impulso con la aprobación, en 1980, de la Missão Espacial Completa Brasileira (MECB). Sus objetivos eran diseñar y construir sus propios satélites, poseer un lanzador local, y desarrollar un centro de lanzamiento dentro del territorio brasileño, el cual sería finalmente construido en Alcântara, estado de Maranhão, en 1983.<sup>8</sup>

Brasil había comenzado, desde finales de la década del setenta, a adquirir imágenes y datos satelitales tanto de Estados Unidos como de Europa, buscando ampliar sus capacidades de interpretación de las mismas, y a la vez desarrollar tecnologías de la información para el análisis y transmisión de imágenes. Aprovechando esa situación, personal técnico de la CNIE colaboró con el INPE en el desarrollo de estas actividades, pero todavía a una escala reducida.<sup>7</sup>

Desde 1994 el presidente de Brasil Itamar Franco firmó una ley el 10 de febrero de 1994, creando la Agencia Espacial Brasileña. La AEB remplazaba a COBAE, la cual actuaba principalmente como un cuerpo asesor y no tenía personal. La AEB, una agencia semiautónoma, tendría sus propias responsabilidades para la implementación de políticas. Estaría dirigida por civiles bajo el control directo del presidente. La AEB supervisaría a MECB, pero el Ministerio de Aeronáutica todavía estaría a cargo de la infraestructura de lanzamiento y el lanzamiento mismo de los vehículos, y el INPE continuaría dirigiendo el desarrollo de satélites.<sup>7</sup>

El 18 de abril de 2009 fue lanzado el cohete sonda VS-30 en conjunto con Argentina, el cohete fue desarrollado por ingenieros brasileños, mide 8 m de longitud y pesa 1500 kg. Está previsto que vuele hasta una altura de unos 150 kilómetros, para crear un ambiente de baja gravedad en el que se realizarán varios experimentos científicos.<sup>8</sup>

### 5.3 Antecedentes del cohete sonda en Perú

El avance en el ámbito espacial por parte del país se evidencia con la fabricación de *Paulet 1-B* y su lanzamiento desde la plataforma de lanzamiento de la Base Científica de Punta Lobos, en Pucusana, ubicada al sur de Lima. El cohete-sonda alcanzó una altura de 15 kilómetros sobre el mar de Pucusana (litoral de Lima), parámetro de altura y empuje que permiten estimar que en siete años nuestro país podrá poner en órbita el primer satélite lanzado desde su territorio. A futuro se proyecta que en el 2014 dicha entidad fabricará un combustible de segunda generación, con el que se podrá lanzar otro cohete-sonda capaz de alcanzar una altura de 80 km. Asimismo, se proyecta lanzar un tercer cohete-sonda en el 2016, propulsado con un combustible de tercera generación que

---

<sup>7</sup> Leandro Biderman Nuñez. Monografía Orientación en Relaciones Internacionales. Buenos Aires. 2010,p 1-10.

<sup>8</sup> lanzamiento del cohete sonda VS-30 .[en línea ] <<http://www.laflecha.net/canales/ciencia/brasil-y-argentina-lanzan-con-exito-un-cohete-espacial>> [Citado en 18 de abril 2009]

permitirá alcanzar una altitud de 100 kilómetros. “Para el año 2020 tendrán la posibilidad de llegar a 300 kilómetros de altura, lo que pondrá a Perú a un paso de colocar satélites de su propia fabricación en el espacio con tecnología 100% nacional”, estimó Pimentel Higuera director de la comisión espacial del Perú.<sup>9</sup>

#### 5.4 Antecedentes del cohete sonda en Venezuela

El 26 de noviembre del año 2011 fueron lanzados a la atmósfera tres cohetes sonda de combustible sólido elaborados por investigadores del Centro de Estudios Espaciales de la Universidad de Los Andes con el apoyo del equipo de expertos del Centro de Investigación y Desarrollo Aeronáutico (CIDAE), de la Fuerza Aérea venezolana.<sup>10</sup>

El Proyecto Cohete Sonda ULA, está coordinado por el profesor Vicente Marcano, con quien trabaja un equipo conformado por los ingenieros mecánicos investigadores María Alejandra Parco y Leonardo La cruz, así como el ingeniero electricista John Ferreira y el químico Carlos La Rosa. Este personal de trabajo está encargado del diseño y elaboración de los cohetes, las lanzaderas, las toberas, el combustible sólido a base de nitrato de potasio, así como en piezas e instrumentos de medición inherentes a los cohetes.<sup>10</sup>

En julio de 2011 se realizó el lanzamiento del cohete sonda *Xapiripe Thepe* (ULA 1-B) el cual portaba sensores electrónicos que permitirán conocer la variación de la presión parcial del nitrógeno, del oxígeno y del dióxido de carbono, vapor de agua, punto de saturación, con respecto a la altura, así como el registro de perfiles del vapor de agua.<sup>9</sup> después del lanzamiento exitoso del ULA 1-B se realizaron nuevos lanzamientos con el cohete *Bicentenario* (ULA- 2), cohete supersónico, donde se puso a prueba por primera vez una tobera de convergencia que alcanzó alrededor de 20 km.<sup>10</sup>

Se tiene previsto a corto plazo la construcción de un laboratorio conjunto CIDAE-AMB y el CiaE-ULA para la fabricación de combustible sólido y de cohetes sonda en la sede del Cidae, ubicada en la base aérea Mariscal Sucre de la ciudad de Maracay, gracias al apoyo brindado por el Ministerio para Ciencia y Tecnología. Barreto adelantó que con la fabricación de los cohetes se busca posicionar nano satélites, para mejorar las telecomunicaciones y para monitorización de cuencas devastadas o asentamientos de grupos o sembradíos ilegales. De igual modo, indicó el militar, se utilizarían para propósitos de autodefensa, seguridad, ecología, y otros usos.<sup>10</sup>

---

<sup>9</sup> Diario La Republica.pe. Perú lanza su primer cohete fabricado solo con tecnología nacional. [en línea ] <<http://www.larepublica.pe/13-06-2013/peru-lanza-su-primer-cohete-fabricado-solo-con-tecnologia-nacional>> [Citado en 13 de junio de 2013]

<sup>10</sup> Venezuela prueba tres cohetes sonda disponible es <http://www.infoespacial.com/?noticia=venezuela-prueba-tres-cohetes-sonda>



## 5.5 Antecedentes del cohete sonda Colombia

En Colombia el registro que se puede encontrar de entidades formales que han utilizado, construido o indagado sobre los cohetes sonda ha sido el grupo GICA inscrito en Colciencias el año 2009 en Bogotá D.C, teniendo como director al Ing. Julio Enoc Parra, este grupo se ha encargado de realizar distintos lanzamientos de estos con el fin de aprender sobre su fabricación, diseño y toma de datos, el grupo también ha realizado estudios en diversos campos como son la fabricación de motores cohetes, fabricación de Bancos para las pruebas de los mismos y sistemas de recuperación utilizados en los cohetes. Además se han dedicado a la publicación de los distintos hallazgos que han obtenido a lo largo de sus pruebas.

En la actualidad el grupo sigue en vigencia, y han desarrollado varios experimentos los cuales han terminado en éxitos para la formación de una industria a nivel nacional.

Algunos grupos de cohetería amateur recordados en Colombia por sus alcances en las ciencias aeroespaciales son:

### Grupo Kosmos

En la actualidad Colombia cuenta con grupos dedicados a la investigación en el campo de la cohetería. El grupo Kosmos es dirigido por el astrónomo Hernán Charry que ha planeado el lanzamiento de un cohete que alcance 80 km de altura llevando a una rata a bordo, el cohete contara con un sistema de recuperación.<sup>11</sup>

### Grupo Antioqueño de Cohetería Experimental

En la universidad de Antioquia se destaca un grupo dedicado al lanzamiento de diferentes cohetes, uno de sus mayores logros fue desarrollar un kit de cohetería llamado *Paradigma*, el cual consiste en un cohete completo listo para armar y lanzar.<sup>11</sup>

### Inges Aerospace

Este grupo de cohetería está dedicado al estudio y la investigación de la cohetería, además de esto ha brindado su apoyo al grupo antioqueño de cohetería en diferentes lanzamientos.<sup>11</sup>

---

<sup>11</sup> Daniel Cardeño .Informe final Monitoreo Misión Sénaca,Bogota,2009, 20h.Informe.Universidad de los andes. Grupo de estudios de asuntos Aeroespaciales. proyecto Uniandino Aeroespacial PUA. Facultad de Ingeniera. Ingeniería Mecanica.

<sup>11</sup> Daniel Cardeño .Informe final Monitoreo Misión Sénaca,Bogota,2009, 20h.Informe.Universidad de los andes. Grupo de estudios de asuntos Aeroespaciales. proyecto Uniandino Aeroespacial PUA. Facultad de Ingeniera. Ingeniería Mecanica.

## Comisión Colombiana de Cohetería y Astronáutica

Este grupo se encarga actualmente de dictar charlas, seminarios, foros entre otros dedicados a las ciencias aeroespaciales, Han realizado lanzamientos de cohetes comerciales en diversos eventos como en el Festival de Astronomía de Villa de Leyva 2009.<sup>11</sup>

### 6. SIMPLIFICACIONES PARA EL ANÁLISIS DEL COHETE SONDA

Para facilitar el análisis de un motor cohete se tienen que realizar ciertas simplificaciones debido a que los cálculos que se tienen que desarrollar son sumamente complejos por las interacciones del cohete con su entorno como la combustión del propelente, la velocidad, la densidad y la presión del flujo en la tobera de salida. Entre estos se pueden mencionar las reacciones químicas en la combustión, la forma de consumo del propelente durante la combustión, el comportamiento del flujo de los gases de escape, entre otros efectos que hay que ser considerados, teniendo en cuenta el motor cohete como un sistema físico ideal aislado se puede asumir en primera aproximación las siguientes restricciones<sup>12</sup>.

- La combustión del propelente es completa y no varía de lo asumido por la ecuación de combustión.
- Los productos de la combustión obedecen la ley de los gases ideales.
- La combustión y el flujo en el motor y la tobera son adiabáticos, esto significa, que no existe una pérdida de calor a los alrededores.
- A no ser que se especifique lo contrario, existen condiciones de estado constante durante la operación del motor. Esto significa que las condiciones y procesos que ocurren no cambian con el tiempo (para unas condiciones geométricas dadas) durante la combustión.
- La expansión de los productos de escape ocurre de una forma uniforme sin discontinuidades o choques.
- El flujo a través de la tobera es unidimensional y no rotacional.
- La velocidad, presión y densidad del flujo es uniforme a lo largo de cualquier sección normal al eje de la tobera. El equilibrio químico es establecido en la cámara de combustión y no varía en su flujo a través de la tobera. Esto se conoce como condiciones de "equilibrio congelado".
- La combustión del propelente siempre progresa normal (perpendicular) a la superficie en combustión, y ocurre de manera uniforme a lo largo de toda el área superficial expuesta a la combustión.

---

<sup>12</sup> Richard Nakka, Teoría Sobre Motores Cohete de Propelente Sólido, traducción Sebastián Garofalo Pag 6.  
[en línea ] [http://www.nakka-rocketry.net/articles/teoria\\_de\\_los\\_motores\\_cohete.pdf](http://www.nakka-rocketry.net/articles/teoria_de_los_motores_cohete.pdf)

## 7. PROPULSIÓN DEL COHETE

### 7.1 FUNDAMENTOS DE PROPULSIÓN DEL COHETE

#### 7.1.1 Ecuación de empuje del cohete

La ecuación fundamental para el rendimiento del motor cohete es la ecuación de empuje la cual se define como.<sup>13</sup>

$$T = \dot{m}V_e + (p_e - p_a)A_e \quad (1)$$

Donde

$T$  = fuerza de empuje

$\dot{m}$  = flujo másico =  $\rho_e V_e A_e$

$V_e$  = velocidad de los gases en la salida de la tobera

$p_e$  = presión de los gases en la salida de la tobera

$p_a$  = presión ambiente

$A_e$  = área de salida de la tobera

La ecuación (1) es válida para motores a reacción como los motores cohete, los cuales generan un empuje a través de la expulsión de una corriente de fluido sin ingerir combustible u oxidante desde cualquier fuente externa al vehículo. Es decir no usan aire atmosférico para su combustión. En la figura 1 se observa el recorrido que realizan los gases de la combustión en la tobera aumentando la velocidad de escape. La relación de expansión definida como  $\frac{A_s}{A_t}$  donde  $A_s$  es el área de salida y  $A_t$  es el área de la tobera se hace generalmente tan alta como sea posible, Esto por supuesto hace que el término  $p_e A_e$  disminuya, pero la pérdida de aquí suele ser pequeña en comparación con la ganancia en  $\dot{m}V_e$ . En todos los motores de grandes operaciones hasta la fecha, el calentamiento del gas se ha logrado químicamente. El fluido de trabajo se compone así de los productos del ciclo de combustión produciendo el calor. Debido a que empuje depende en gran parte del flujo másico y la velocidad de escape de los gases  $\dot{m}V_e$  la ecuación de puede volver a reescribir como:<sup>14</sup>

$$T = \dot{m}[V_e + (P_e - P_a)A_e/\dot{m}] \approx \dot{m}V_{eq} \quad (2)$$

---

<sup>13</sup> Sutton, G. P., and Biblarz, O., Rocket Propulsion Elements, 7<sup>th</sup> ed., Wiley interscience, New York, 2000.

<sup>14</sup> Michael D. Griffin & James R. French, Space Vehicle Desing, second edition, editorial AIAA Education, Virginia polytechnic institute and state University.

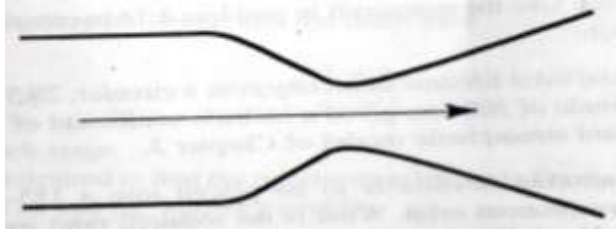


Figura 1. Tobera supersónica

Donde  $V_{eq}$  es la velocidad de escape equivalente expresada como el producto entre la gravedad y el impulso específico. La presión será relativa y siempre será pequeña para  $V_e$ , posterior de los cálculos es necesario tener en cuenta la presión ya que es un factor determinante para obtener la verdadera fuerza de empuje.<sup>14</sup>

## 8. ECUACIONES DE MOVIMIENTO DEL COHETE

De acuerdo con la propuesta, se presenta el análisis más simple de la trayectoria de un vehículo sobre un planeta sin rotación. Las fuerzas que actúan sobre el vehículo son las mostradas en la figura 2 donde en primera aproximación se puede asumir como un planeta estático debido al bajo tiempo de vuelo, es decir el vuelo es instantáneo.<sup>14</sup>

. Las ecuaciones de movimiento que gobiernan la trayectoria de vuelo son:

$$\dot{V} = \frac{dV}{dt} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma \quad (12)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{d\gamma}{dt} = \frac{T \sin \alpha + L}{mV} - \left(g - \frac{V^2}{r}\right) \frac{\cos \gamma}{V} \quad (13)$$

$$\dot{S} = \frac{ds}{dt} = \frac{R}{r} V \cos \gamma \quad (14)$$

$$\dot{\sigma} = \frac{dr}{dt} = \frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (15)$$

$$\dot{m} = \frac{dm}{dt} = -\dot{m}(t) \quad (16)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (17)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (18)$$

$$g = g_s \left(\frac{R}{R+h}\right)^2 \quad (19)$$

$$\alpha = \alpha(t) \quad (20)$$

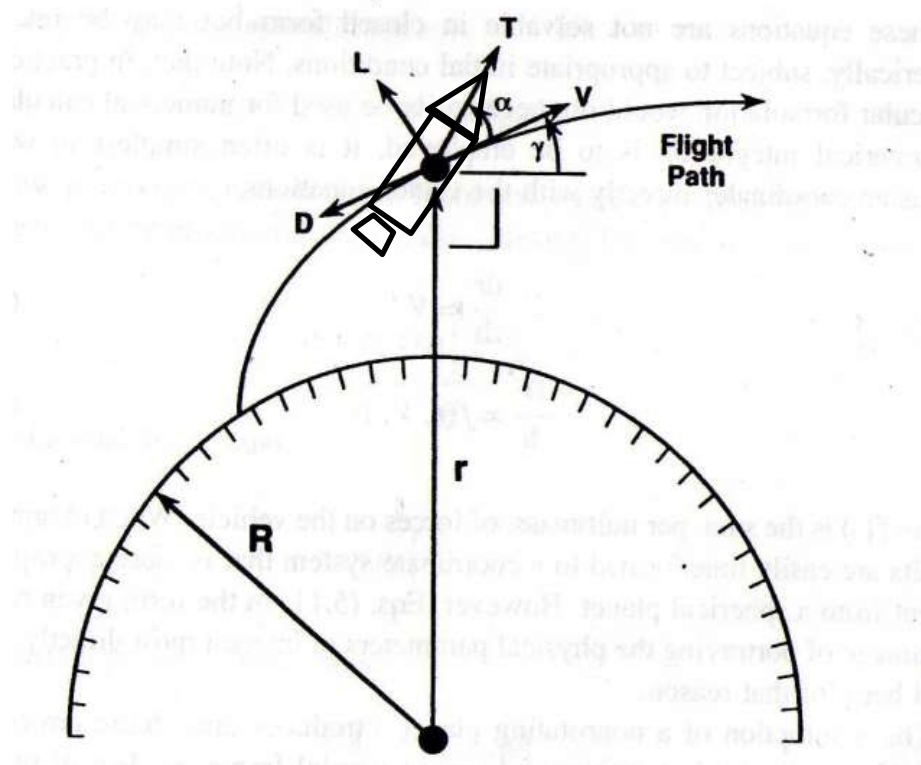


Figura 2. Trayectoria de ascenso desde un planeta estático

$V$  = magnitud de la velocidad

$h$  = altura sobre la superficie

$R$  = radio planetario

$T$  = empuje en el tiempo  $t$

$r = R + h$  = radio desde el centro planet determinada

$\dot{m}$  = tasa de flujo másico, una función

$m$  = masa en el tiempo  $t$   $m(t)$

$C_D$  = coeficiente de arrastre

$C_L$  = coeficiente de sustentación

$g$  = aceleración gravitacional

$\rho$  = densidad atmosférica

$g_s$  = constante gravitacional al nivel del mar  $9.8 \text{ m/s}^2$

$s$  = el recorrido hacia abajo con respecto al rango de planeta no giratorio

$L$  = fuerza de sustentación, normal a la trayectoria de vuelo

$D$  = fuerza de arrastre; paralelo a la trayectoria de vuelo

$S$  = área de referencia del vehículo para la elevación y arrastre

$\alpha$ = ángulo del vector de empuje en relación a la trayectoria de vuelo, ángulo de paso de vehículos, una función determinada.

Estas ecuaciones no se resuelven de forma analítica pero se puede integrar numéricamente, sujetos a las condiciones iniciales. Se debe tener en cuenta que en la práctica, esta formulación particular no necesariamente se utiliza para los cálculos numéricos.<sup>14</sup>

$$\frac{dr}{dt} = V \quad (21) \quad \frac{dV}{dt} = f(r, V, t) \quad (22)$$

En primer lugar, las ecuaciones (13 a 21) son válidas solamente en un sistema inercial; abandonando la rotación planetaria, esto implica abandonar de las fuerzas centrífugas y de Coriolis generadas por la transformación de las derivadas respecto al tiempo para un sistema giratorio. Las predicciones de posición  $y_0$ , en menor grado, la velocidad relativa a la superficie planetaria tendrá un error si el efecto de rotación se omite.<sup>3</sup>La atmósfera comparte la rotación planetaria, que tiende a llevar el vehículo junto con él, alterando de este modo la trayectoria. También errores son introducidos en el modelado aerodinámico del vehículo de vuelo si la velocidad  $V$  atmósfera-relativa no se utiliza. Finalmente, la rotación planetaria ayuda a la puesta en marcha, proporcionando una velocidad inicial en la dirección de rotación.<sup>14</sup>

Siempre la sustentación y el arrastre se calculan utilizando la velocidad relativa planetaria que a este caso es la misma inercial, las atmósfera giratorias son generalmente ignorados, excepto para los cálculos de reentrada. Finalmente, el efecto de la rotación planetaria en el rendimiento del vehículo puede ser modelado simplemente especificando la condición inicial apropiado en la velocidad de lanzamiento referencia inercial. El ángulo de ataque  $\alpha$  del vehículo, es una variable de control. En general, se desea que el vehículo adquiera a una cierta trayectoria de vuelo predeterminada específica (posición y velocidad) como una función del tiempo. Esto se logra mediante el control de la dirección y a menudo la magnitud del vector de empuje.<sup>14</sup>

La suposición de que el ángulo de ataque del vehículo define la alineación del eje de empuje ignora las variaciones pequeñas y transitorias sobre esta condición significa que son comúnmente utilizados para la ejecución de los comandos de dirección de vehículos a través de control del vector de empuje. Si el empuje es constante, una variable de estado puede ser eliminada, como se muestra en la ecuación 16 que se integra para producir.<sup>14</sup>

$$m(t) = m_p - \dot{m}(t - t_0) \quad (23)$$

---

<sup>14</sup> Michael D. Griffin & James R. French, Space Vehicle Desing, second edition, editorial AIAA Education, Virginia polytechnic institute and state University.

Los coeficientes de sustentación y resistencia contienen la información sobre el comportamiento aerodinámico del vehículo. Para una forma de cuerpo especificada,  $C_L$  y  $C_D$  son funciones de número de Mach, número de Reynolds, y el ángulo de ataque.<sup>14</sup>

Los cálculos típicos de ascenso de rendimiento, y para un determinado número de Mach,  $C_L$  es proporcional al  $\alpha$  y  $C_D$  que a su vez es proporcional a  $\alpha^2$ . Como la declaración anterior contiene la suposición implícita de que el eje de empuje del vehículo está alineado con la línea central geométrica, a la que el ángulo aerodinámico de ataque hace referencia de está, y que el centro de masa se encuentra a lo largo de la línea central. Estos supuestos suelen ser apropiados a nivel Diseño preliminar, pero rara vez será estrictamente cierto. Si el centro de masa del vehículo se está desplazando en cualquiera de sus ejes aerodinámicos, como es el caso de los vehículos espaciales, el eje de empuje no puede ser alineado con la línea central y el ángulo de inclinación no será igual al ángulo aerodinámico de ataque y, como se ha mencionado, si el vehículo es conducido a través del control del vector de empuje, los desplazamientos transitorios del eje de empuje desde el centro de masas se utilizan para generar momentos de control. Estos efectos, a menudo se pueden despreciar para las evaluaciones de desempeño iniciales, sin embargo, un total de seis grados de libertad en la simulación con modelos de orientación y un piloto automático deben ser incluidos.<sup>14</sup>

Para una forma de vehículo particular,  $C_L$  y  $C_D$  se obtienen generalmente como funciones del número de Mach y del ángulo de ataque con una forma experimental, tomada ya sea en túneles de viento o durante las pruebas de vuelo. Una gran cantidad de estos datos existen para diversas formas genéricas de interés, así como para los vehículos específicos que han volado. Para fines de diseños preliminares, la forma se puede encontrar para que sea lo suficientemente representativo del vehículo real. En los últimos tiempos se ha hecho posible resolver numéricamente las ecuaciones que rigen fluidos dinámicos apropiados para configuraciones de vehículos de gran interés. Estos métodos computacionales de fluidos dinámicos a menudo puede proporcionar la forma sobre las capacidades de prueba del túnel de viento.<sup>14</sup>

Es importante reconocer que existen una gran variedad de supuestos, incluyendo el método por el que se define la malla computacional, en gran medida puede afectar los resultados. Es fundamental verificar los cálculos CFD mediante el anclaje con una prueba de vuelo o túneles de viento.<sup>12</sup>

## 8.1 Modelo atmosférico

Un modelo atmosférico es un conjunto de ecuaciones diferenciales que intentan predecir el estado futuro de la atmósfera; estado que siempre presenta incertidumbres, debido a

---

<sup>14</sup> Michael D. Griffin & James R. French, Space Vehicle Desing, second edition, editorial AIAA Education, Virginia polytechnic institute and state University.

que la atmósfera varía en función del tiempo, el modelo matemático nunca representará ese estado atmosférico.<sup>14</sup>

El número mach está dado por

$$M = \frac{V}{a} \quad (24)$$

Donde  $a$  es la velocidad local del sonido, el cual para los gases perfectos es una función de la temperatura solamente,

$$a = \sqrt{kR_{gas}T} \quad (25)$$

$K$  en la atmosfera es 1,44  
(8,314472 J K<sup>-1</sup>mol<sup>-1</sup>)

$R$  Constante universal de los gases

Temperatura a su vez es una función prescrita de la altitud  $h$ , por lo general de acuerdo con los dictados de un modelo de atmósfera estándar. Modelos muy detallados existen para la Tierra. Los datos reales de la sonda atmosférica son necesarios para obtener un perfil de temperatura, para que estos planetas fecha aún no han sido obtenidos son a menudo idealizado por modelos muy simples sobre la base de lo que se observa en las nubes de la planta. Sin embargo obtenido, la información de la temperatura se utiliza con la ecuación hidrostática,<sup>13</sup>

$$dp = -\rho g dh \quad (26)$$

Y la ecuación de estado de los gases ideales,

$$p = \rho R_{gas}T \quad (27)$$

Para permitir que  $\rho = \rho(h)$  a calcular. Si el perfil de temperatura es lineal a trozos (el procedimiento de ajuste usual), la función de densidad resultante tiene una de dos formas:

$$\rho = \rho_1 \exp \left[ \frac{-g_s(h - h_1)}{R_{gas}T} \right] \quad (28)$$

Para capas isotérmicas, y

$$\rho = \rho_1 \left( \frac{T}{T_1} \right)^{-(1+g_s/aR_{gas})} \quad (29)$$

<sup>14</sup> Michael D. Griffin & James R. French, Space Vehicle Desing, second edition, editorial AIAA Education, Virginia polytechnic institute and state University.

<sup>13</sup> Hill, P. G., and Peterson C. R., Mechanics and thermodynamics of propulsion, Addison-Wesley, Reading, MA, 1965.



Para capas de gradiente constante donde

$$T(h) = T_1 + a(h - h_1) \quad (30) \quad \text{Y} \quad a = \frac{T_2 - T_1}{h_2 - h_1} \quad (31)$$

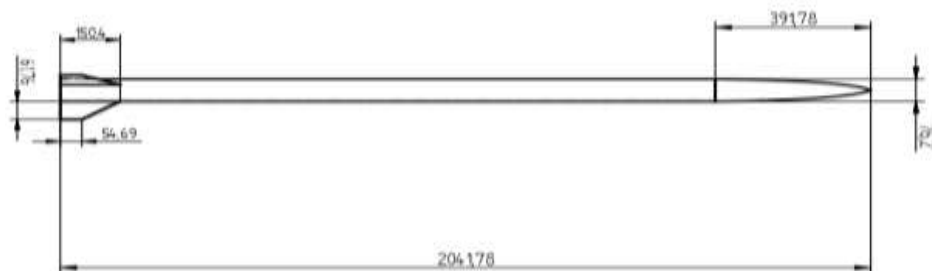
Los resultados anteriores son estrictamente cierto sólo para constantes  $g = g_s$  mientras que, de hecho, la aceleración de la gravedad varía de acuerdo con la ecuación 20. Aunque la diferencia es raramente importante, la formulación anterior se aplica exactamente sobre la sustitución de la altura  $h$  en la ecuación 27-32 con la altitud geopotencial.<sup>14</sup>

$$h_G = \left[ \frac{R}{R + h} \right]^2 h \quad (32)$$

## 9. TRAYECTORIA DEL COHETE SONDA LIBERTADOR I

Debido a las necesidades que tiene Colombia en la parte aeroespacial, como la ausencia de un vehículo que se encargue de la recopilación de datos atmosféricos y que sea de fácil recuperación, se hace esencial realizar un análisis de la trayectoria de un modelo sonda con dos y tres etapas para disminuir o complementar el lanzamiento de globos atmosféricos y de esta manera reducir costos de un 50% por su posterior pérdida. Debido a los estudios realizados por el GRUPO DE INVESTIGACIONES EN CIENCIAS AEROESPACIALES de la Fundación Universitaria Los Libertadores se hace evidente la necesidad de llevar a cabo un análisis de este tipo para continuar con la siguiente fase en el diseño del cohete sonda Libertador I.

## 10. ANALISIS DE LA TRAYECTORIA CON 1 ETAPA



Grafica 1. Dimensiones del Cohete Libertador I con una etapa en mm.

<sup>14</sup> Michael D. Griffin & James R. French, Space Vehicle Desing, second edition, editorial AIAA Education, Virginia polytechnic institute and state University.

<sup>15</sup> Grafica 1/Cohete Libertador I con una etapa/elaborado por los autores del proyecto/software computacional Solid edge.

<b>I ETAPA</b>		<b>CARGA ADICIONAL</b>	
<b>DIÁMETRO</b>	76,2 mm	<b>PAYLOAD</b>	2 Kg
<b>LONGITUD</b>	2031 mm		
<b>MASA ESTRUCTURA</b>	5 Kg		
<b>PROPELENTE</b>	5 kg		

Tabla 1. Características del cohete sonda Libertador I con una etapa

A continuación se presentan los resultados obtenidos en el análisis de la trayectoria de vuelo del cohete sonda Libertador I en el lenguaje computacional FORTRAN 77; este lenguaje se seleccionó debido a que en la universidad nacional de Colombia se encuentra un trabajo en el cual fue utilizado dicho código para analizar la trayectoria de un cohete, este trabajo esta titulado estudio de la trayectoria de un cohete de tres etapas lanzado desde el territorio colombiano el cual integra las ecuaciones diferenciales de movimiento del cohete, el modelo atmosférico y un modelo gravitacional. Este estudio aplica de igual manera al análisis de la trayectoria del cohete sonda Libertador I; además de esto el código es de libre acceso y utiliza un lenguaje de programación simple y confiable.

Para realizar el análisis del cohete sonda se establecieron las siguientes condiciones iniciales:

1. El ángulo de azimut será igual a  $0^\circ$  para realizar el análisis de la trayectoria variando únicamente el ángulo de lanzamiento. Es decir se lanza al norte
2. La masa inicial del cohete permanecerá en 10 Kg y la masa final será de 5 Kg, esto se hace con el fin de observar la trayectoria trazada por el cuerpo sin adicionar una carga paga. Sin la carga de 2 kg.
3. Teniendo en cuenta la combustión del propelente la masa final está dada únicamente por la estructura del cuerpo de 5 kg.
4. La variación en el ángulo de vuelo se mantiene en el rango de  $0^\circ$  a  $90^\circ$  con intervalos de  $15^\circ$ . Esto se hace con el fin de mantener una secuencia adecuada en la simulación de los datos.
5. El cohete no tiene ningún medio de recuperación.
6. La rotación del planeta Tierra se toma nula con fin de utilizar un solo sistema de referencia ubicado en el centro de masas de la tierra.

#### 10.1 Ángulo de vuelo

Con un código computacional escrito y desarrollado por el MSc. Jhonathan Orlando Murcia Piñeros se simulo el vuelo vertical del cohete sonda Libertador I, para llevar a cabo el análisis no se tuvo en cuenta los momentos de inercia en el cohete ni sistemas de control debido a que el cuerpo únicamente tiene 3 grados de libertad; se asume una atmosfera ideal donde no se presenta ninguna perturbación que afecte el cuerpo del cohete como vientos, rotación terrestre entre otros. También se desprecian los momentos

causados por el cambio del centro de gravedad del cohete debido a la combustión del propelente. La primera variable analizada en la trayectoria del cohete fue el cambio de la masa en función del tiempo.<sup>15</sup>

En la figura 3 se observa que la combustión del propelente se desarrolla de forma constante en el periodo de tiempo comprendido entre 0 s a 3.8 s, el cohete despegue con una masa inicial de 10 kg después de la combustión del propelente la masa del cohete disminuye a 5 kg.

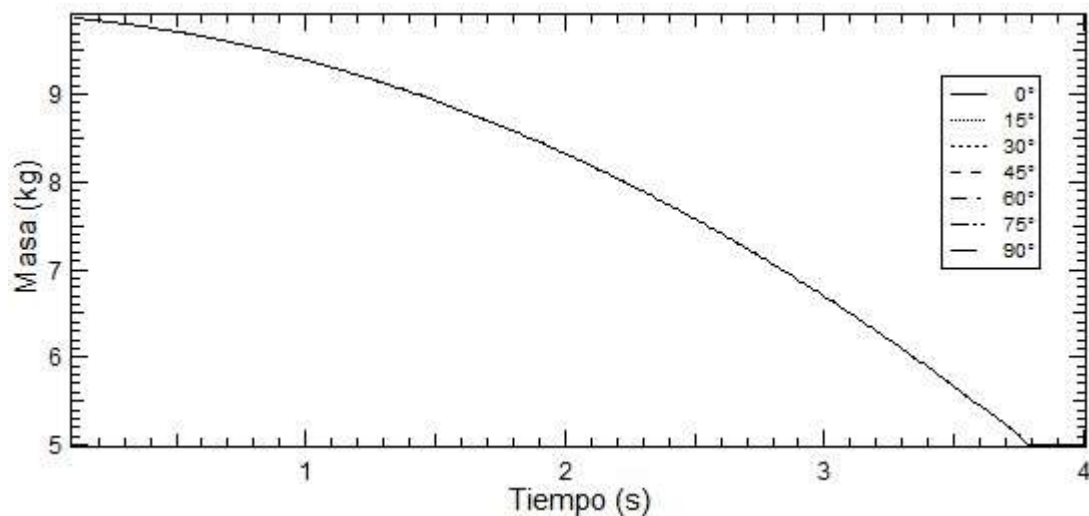


Figura 3. Masa del cohete vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>16</sup>

La figura 4 muestra que el máximo apogeo está cerca a los 22 km con un ángulo de vuelo de 0° y un tiempo alrededor de los 140 s.

El comportamiento de la velocidad del cohete en función del tiempo se puede observar en la figura 5 donde la mayor velocidad que experimenta el cuerpo se encuentra alrededor de 1180 m/s sin importar el ángulo de vuelo. Relacionando las figuras 3 y 5 se observa que la velocidad disminuye a partir de los 4 s a causa de que no se genera combustión por lo cual el empuje es nulo, la acción gravitacional desacelera el cuerpo hasta que este alcanza su altura máxima en el apogeo, después de este instante el cuerpo es acelerado nuevamente por la gravedad y atraído hacia la superficie terrestre. A partir de los 10 km de altitud el cohete sufre nuevamente una desaceleración causada por la densidad troposférica y el arrastre. Para realizar estudios de cuerpos a mayores altitudes y bajas velocidades se sugiere realizar el lanzamiento del cohete sonda a con un ángulo de vuelo

<sup>15</sup> Murcia Piñeros Jhonathan Orlando. Estudio de la trayectoria de un cohete de tres etapas lanzado desde el territorio colombiano. Bogotá, 2012,120h. Trabajo de grado (Magister en Ciencias Astronomía). Universidad Nacional. Facultad de Ciencias.

<sup>16</sup> Figura 3. Masa del cohete vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/ elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

de  $0^\circ$  y tomar los datos en un tiempo de 60 s posteriores al despegue ya que en este instante de tiempo se alcanzan estas condiciones. (Figura 3)

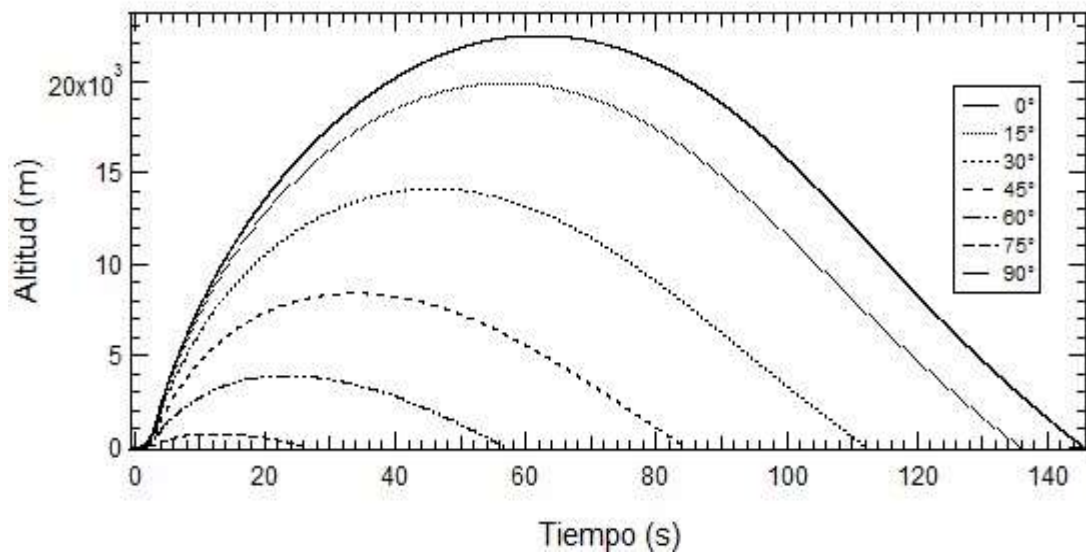


Figura 4. Altitud vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>17</sup>

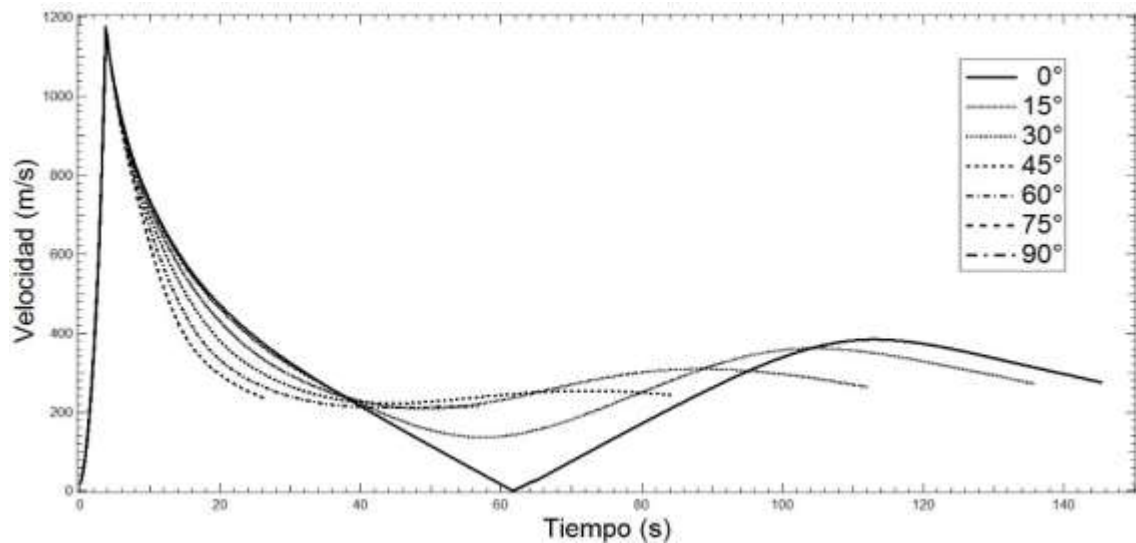


Figura 5. Velocidad del cohete vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>18</sup>

En el análisis de la trayectoria del cohete sonda es importante determinar el rango, distancia que recorre el cuerpo en sentido horizontal. Además de esto se puede predecir

<sup>17</sup> Figura 4. Altitud vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/ elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>18</sup> Figura 5. Velocidad del cohete vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento / elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

el punto de impacto con lo que se logra determinar el tipo de experimento o misión que se quiere con el cohete, en la figura 6 se observa que el rango que recorre el cohete con un ángulo de lanzamiento de  $45^\circ$  es menor al rango que recorre con un ángulo de lanzamiento de  $30^\circ$  debido a que la trayectoria del cohete por debajo de los 10 km de altitud se ve afectado por la densidad troposférica la cual genera un mayor arrastre aerodinámico.

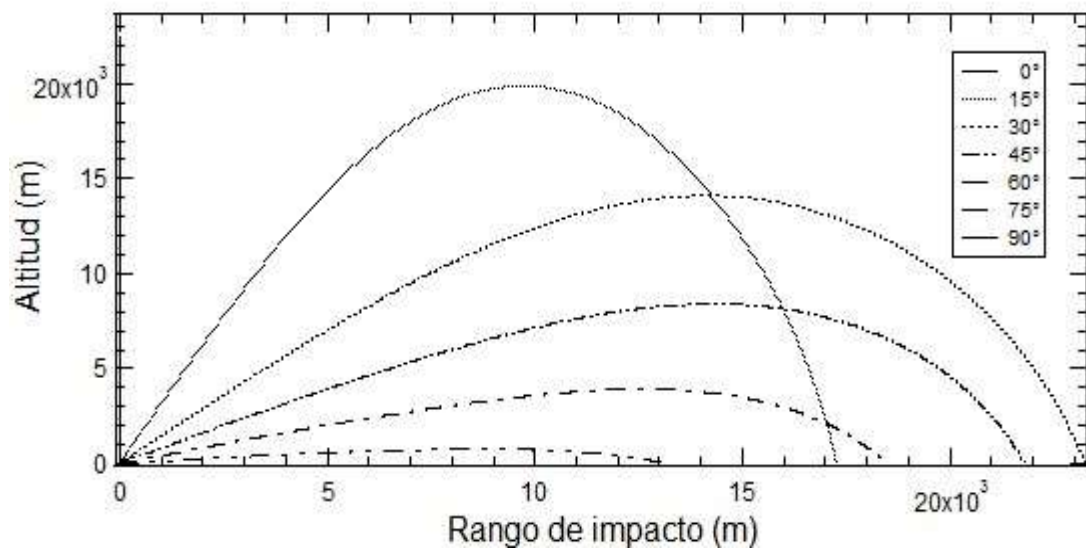


Figura 6. Altitud vs Rango de impacto en función del ángulo de lanzamiento<sup>19</sup>

## 10.2 Variación de la masa de la carga paga

Después de realizar la simulación computacional con la variación en los ángulos de trayectoria de  $0^\circ$  a  $90^\circ$  se procede a realizar la simulación de la trayectoria de vuelo del cohete sonda Libertador I con un azimuth constante en  $0^\circ$  y variando la carga paga de 0 kg a 2 kg con intervalos de 0,25 kg para determinar la relación entre el ángulo de vuelo y la masa. La figura 7 muestra que el mayor apogeo que alcanza el cohete sonda Libertador 1 se logra con una carga paga de 0 kg y un ángulo de lanzamiento de  $0^\circ$  es decir totalmente vertical. La diferencia entre el mayor apogeo y el apogeo con mayor carga paga se encuentra alrededor de los 6 km.

<sup>19</sup> Figura 4. Altitud vs Rango de impacto en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

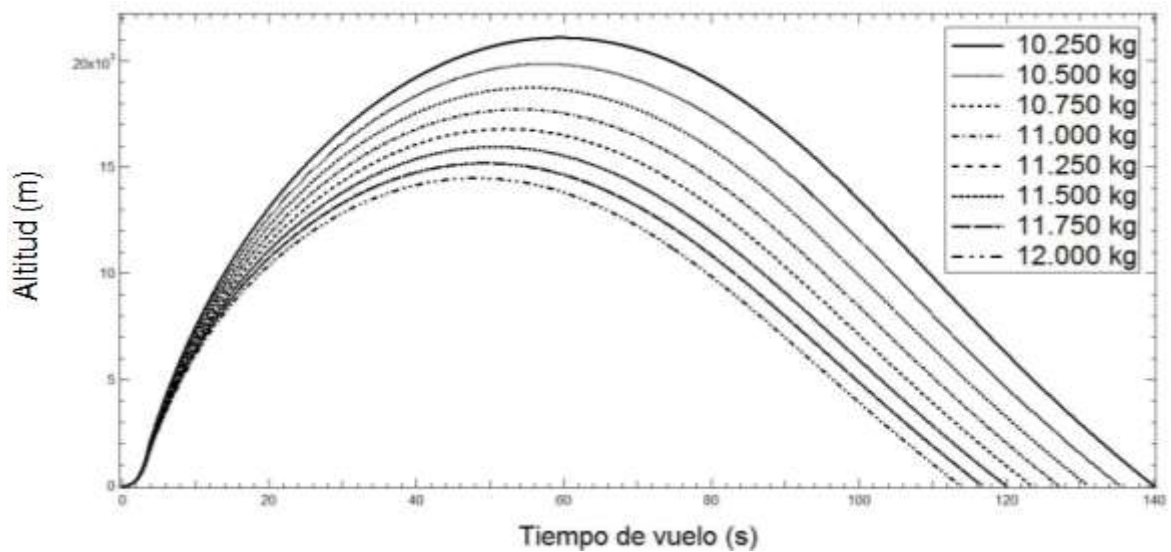


Figura 7. Altitud vs Tiempo de vuelo en función de la masa<sup>20</sup>

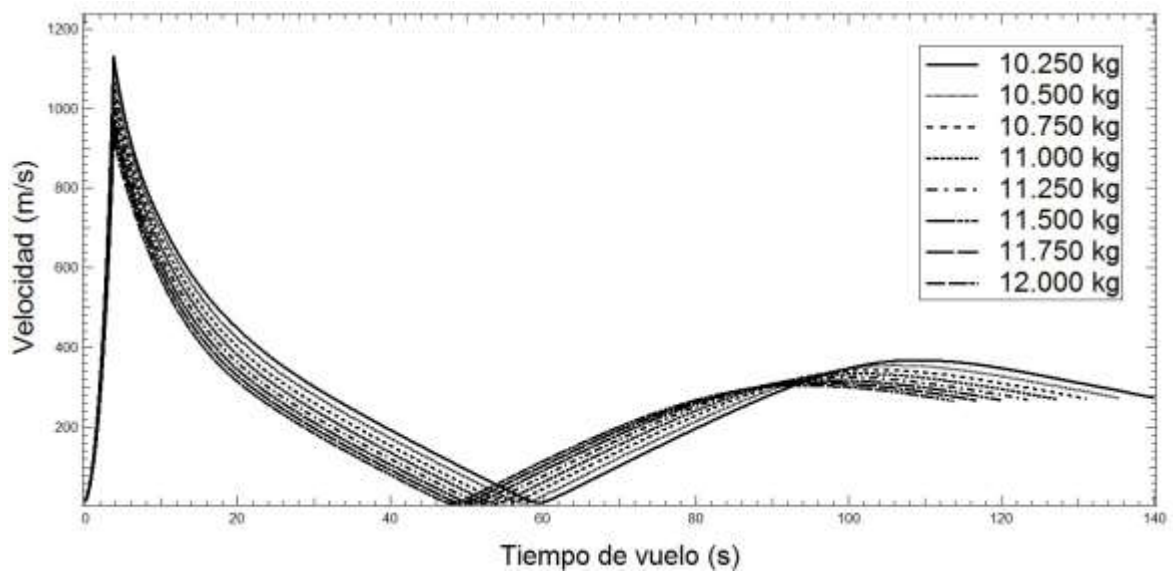


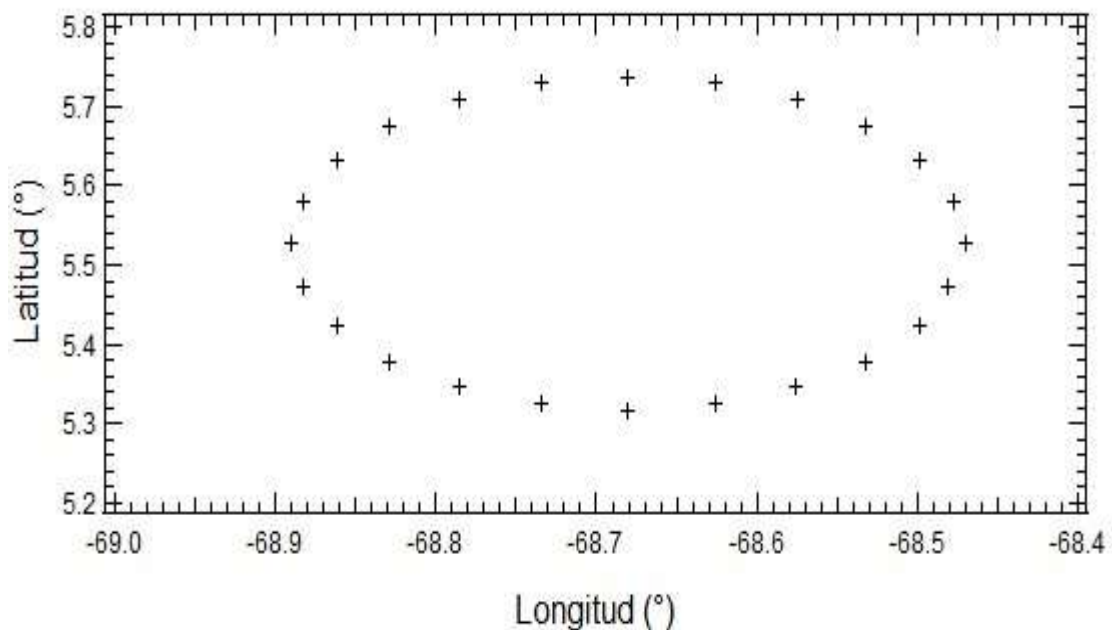
Figura 8. Velocidad del cohete vs Tiempo de vuelo en función de la masa<sup>21</sup>

<sup>20</sup> Figura 7. Altitud vs Tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>15</sup> Murcia Piñeros Jhonathan Orlando. Estudio de la trayectoria de un cohete de tres etapas lanzado desde el territorio colombiano. Bogotá, 2012,120h. Trabajo de grado (Magister en Ciencias Astronomía). Universidad Nacional. Facultad de Ciencias.

<sup>21</sup> Figura 8. Velocidad del cohete vs Tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

Si se desea realizar un estudio en el cual se requiera alcanzar una altitud entre 17 km y 23 km con un tiempo de vuelo entre 128 s y 140 s se recomienda que la carga paga del cohete sonda Libertador I no debe exceder 1 kg. En la figura 8 se observa que la velocidad que desarrolla el cuerpo al incrementar la carga paga no se ve alterada significativamente ya que el cambio de masa es pequeño si se toma como referencia la masa total del cohete en el momento del lanzamiento, los puntos alcanzados entre los 40 s y los 60 s mostrados en la gráfica son los instantes de tiempo en los cuales el cohete alcanza su apogeo y una velocidad cercana a los 0 m/s.



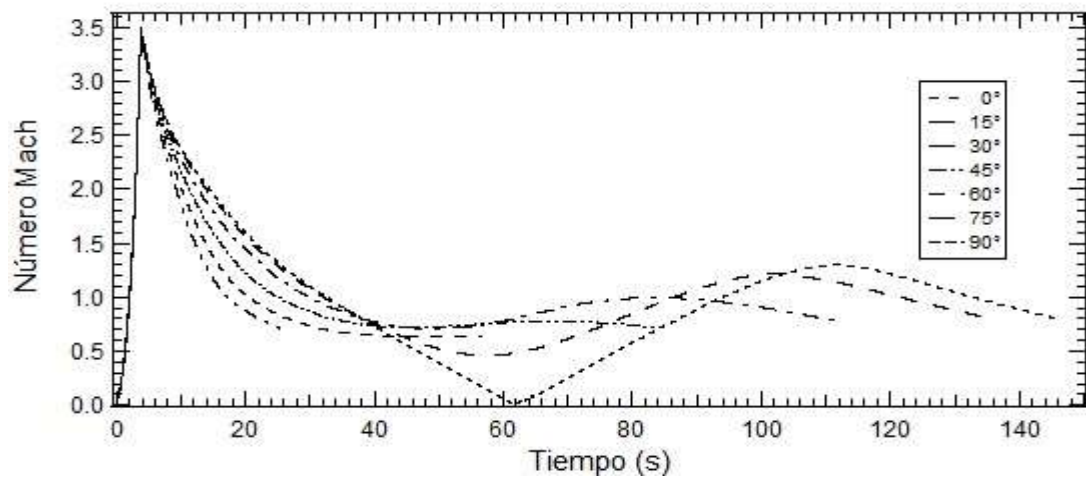


Figura 10. Número mach vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>23</sup>

Tomando como referencia las figuras 8 y 10 se puede determinar que el cuerpo alcanza una velocidad máxima de 1190 m/s lo que equivale a un Mach igual a 3.5, a partir de estos valores se puede concluir que el cohete alcanza un vuelo supersónico después de los 2 s posteriores a su lanzamiento en condiciones ideales. En la figura 11 se observa que la presión dinámica ejercida en la estructura del cohete es cercana a los 820 KPa, esta presión se alcanza en un tiempo alrededor de los 4 s justo antes de que el propelente se consuma en su totalidad. Es importante tener en cuenta este valor para la elección del material de construcción del cohete.

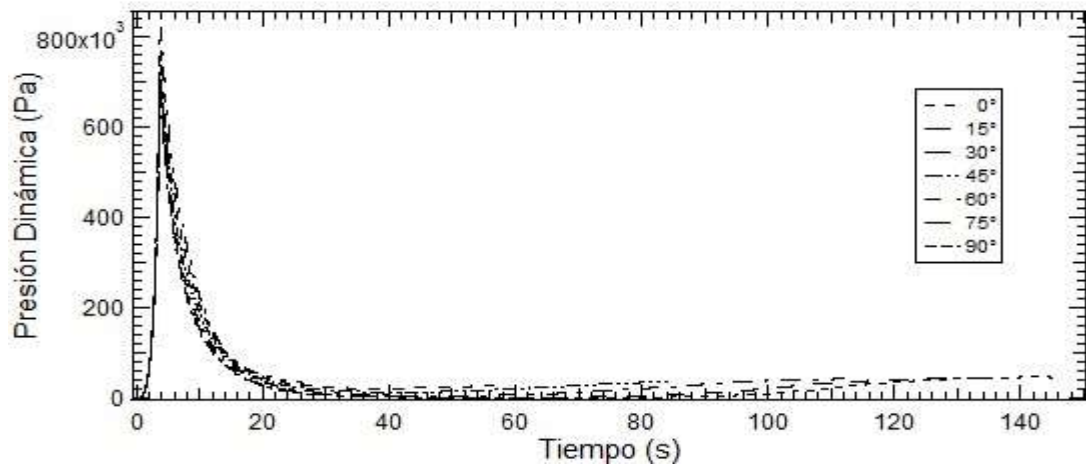


Figura 11. Presión dinámica vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>24</sup>

<sup>23</sup> Figura 10. Número mach vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>24</sup> Figura 11. Presión dinámica vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor



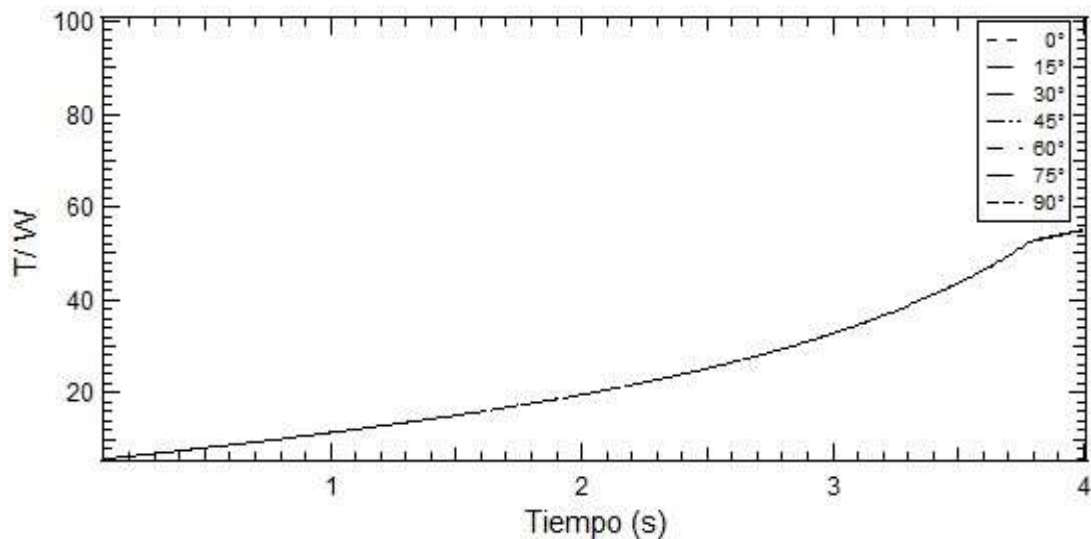


Figura 12. Relación T/W vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>25</sup>

Para el diseño detallado del cohete sonda Libertador I se recomienda verificar que los materiales utilizados para la construcción de la estructura soporten esfuerzos superiores a los 820 KPa. Partiendo de los valores obtenidos en la figura 12 se puede determinar que la relación empuje/peso se mantiene constante una vez se consume el propelente en su totalidad; estos resultados se evidencian en un tiempo superior a los 4 s ya que después de este instante no se presenta variación de masa en el cuerpo.

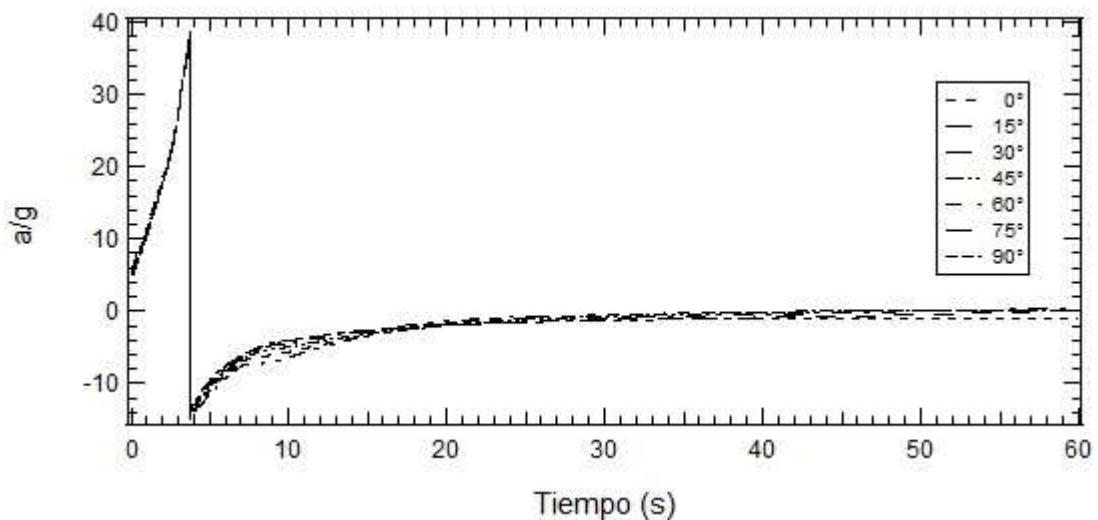


Figura 13. Relación a/g vs Tiempo de Vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>26</sup>

<sup>25</sup> Figura 12. Relación T/W vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

Los resultados obtenidos en la figura 13 dan a conocer que el cuerpo es sometido a fuerzas cercanas a las 38 gravedades en un tiempo cercano a los 4 s, estas fuerzas son independientes al ángulo de lanzamiento, se observa que la relación  $a/g$  presenta valores negativos debido a que el vector de velocidad es descendente según el sistema de referencia implementado.

La máxima velocidad de ascenso que experimenta el cuerpo es cercana a los 1190 m/s con un ángulo de lanzamiento de  $0^\circ$ , en esa posición la fuerza de empuje proporcionada por la combustión se encuentra únicamente en la componente vertical. Si se incrementa el ángulo de lanzamiento la velocidad de ascenso decrece debido a que el empuje para su configuración se distribuye en la componente vertical y horizontal. Los picos observados en la gráfica se obtienen por el empuje que proporciona la combustión, los valores negativos de la gráfica se dan debido a que el vector velocidad es descendente.

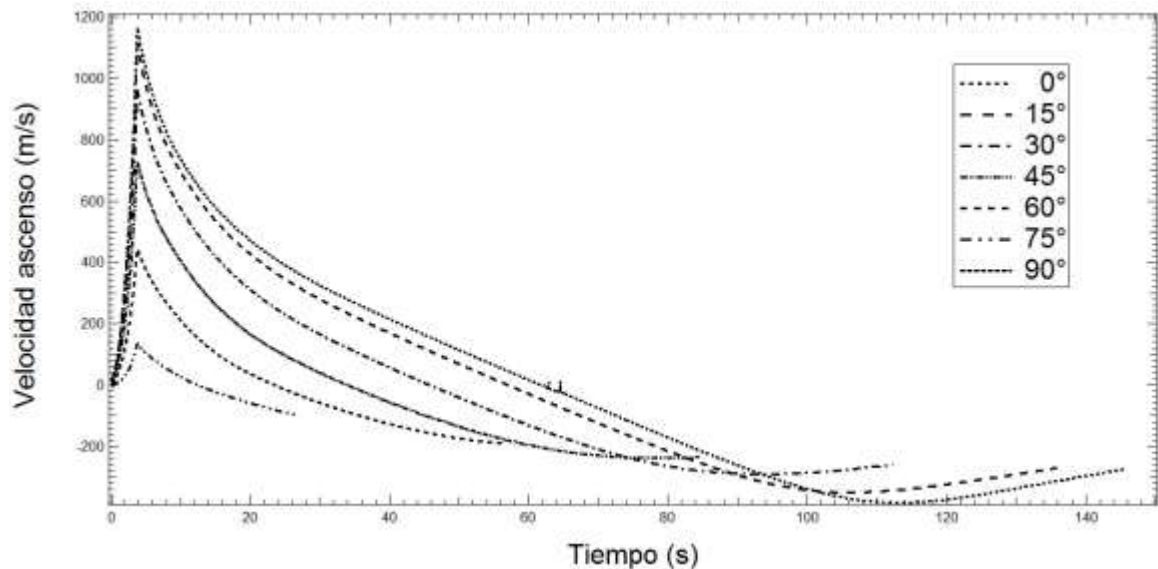


Figura 14. Velocidad de ascenso vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>27</sup>

Como se observa en las figuras 10 y 15 el Mach de 3.5 que experimenta el cuerpo se comporta de forma similar independientemente de si se varía el ángulo de lanzamiento o si se añade una carga paga al sistema, en el rango de tiempo comprendido entre los 50 s y los 60 s de lanzamiento se observa que el Mach tiende a 0 debido a que el cuerpo presenta una desaceleración gravitacional.

<sup>26</sup> Figura 13. Relación  $a/g$  vs Tiempo de Vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>27</sup> Figura 14. Velocidad de ascenso vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

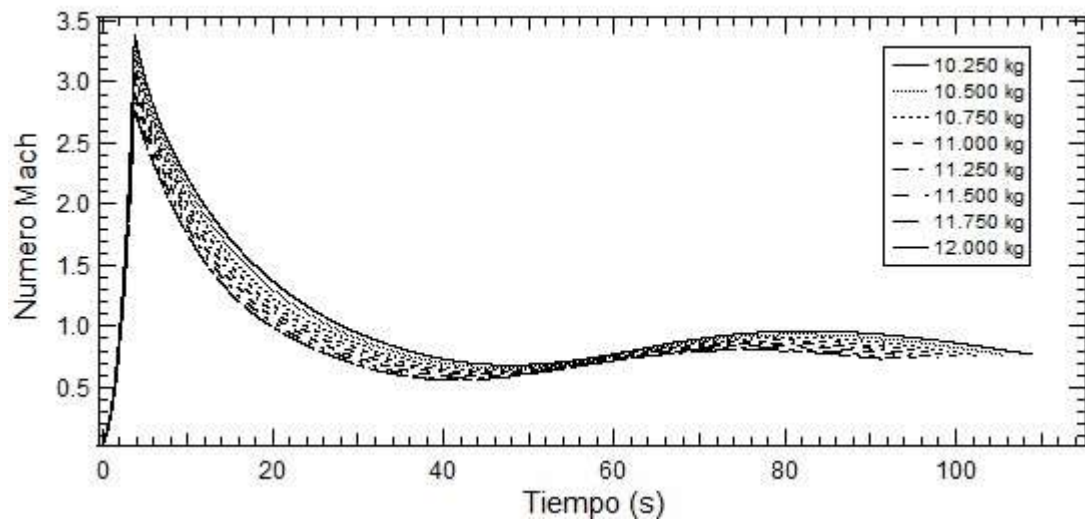


Figura 15. Numero Mach vs tiempo de vuelo en función de la masa<sup>28</sup>

En la figura 16 se muestra que la presión dinámica a la que se somete el cohete disminuye en pequeñas proporciones si se incrementa la carga paga, si se utiliza la mayor carga paga de 2 Kg se presentan grandes cambios en los esfuerzos estructurales mostrados en la figura 11.

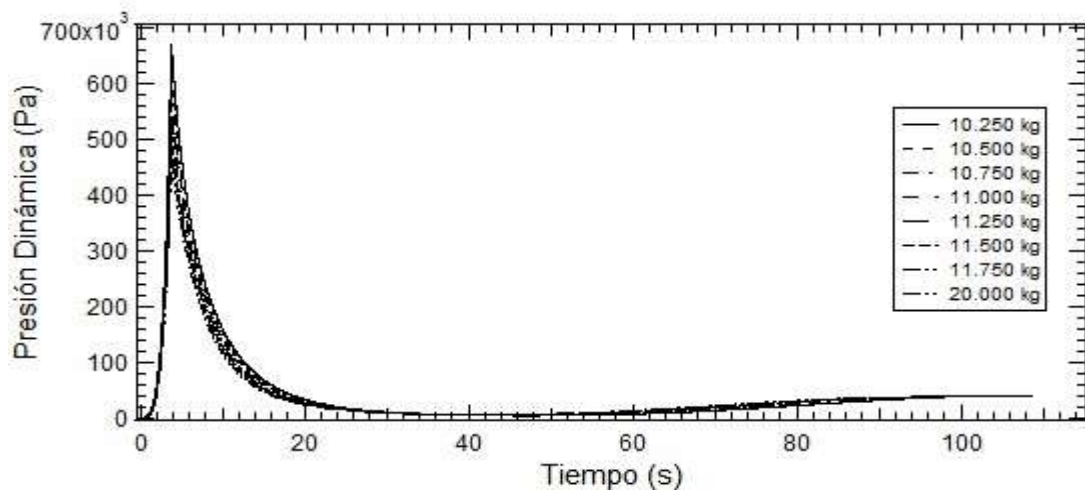


Figura 16. Presión dinámica vs Tiempo de vuelo en función de la masa.<sup>29</sup>

Los resultados evidenciados en las figuras 12 y 17 son similares debido a que la relación empuje/peso se mantiene constante después de los 4 s de vuelo, no importa que se

<sup>28</sup> Figura 15. Numero mach vs tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>29</sup> Figura 16. Presión dinámica vs Tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

imponga una carga paga en el sistema ya que la combustión del propelente se comporta de igual manera sin importar la configuración.

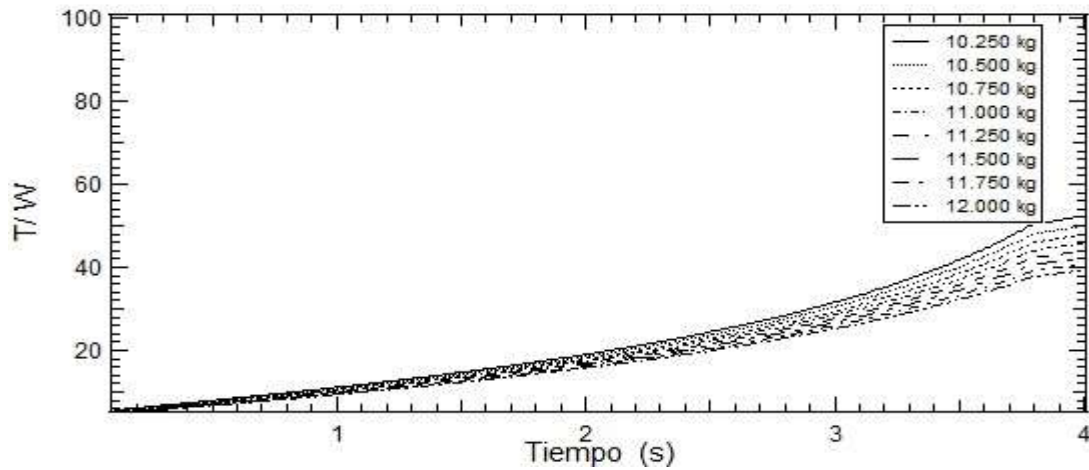


Figura 17. Relación T/W vs tiempo de vuelo en función de la masa.<sup>30</sup>

Debido al empuje proporcionado por la combustión del propelente el cuerpo experimenta en su estructura fuerzas gravitacionales cercanas a las 38gs, estas fuerzas disminuyen a en el instante que se consume el propelente en su totalidad debido a que no se genera ningún empuje, después de este instante las fuerzas gravitacionales que experimenta el cuerpo son cercanas a las 0 gravedades, el cohete experimenta las mismas fuerzas sin importar la carga paga que se le implemente al cuerpo. (Figura 16)

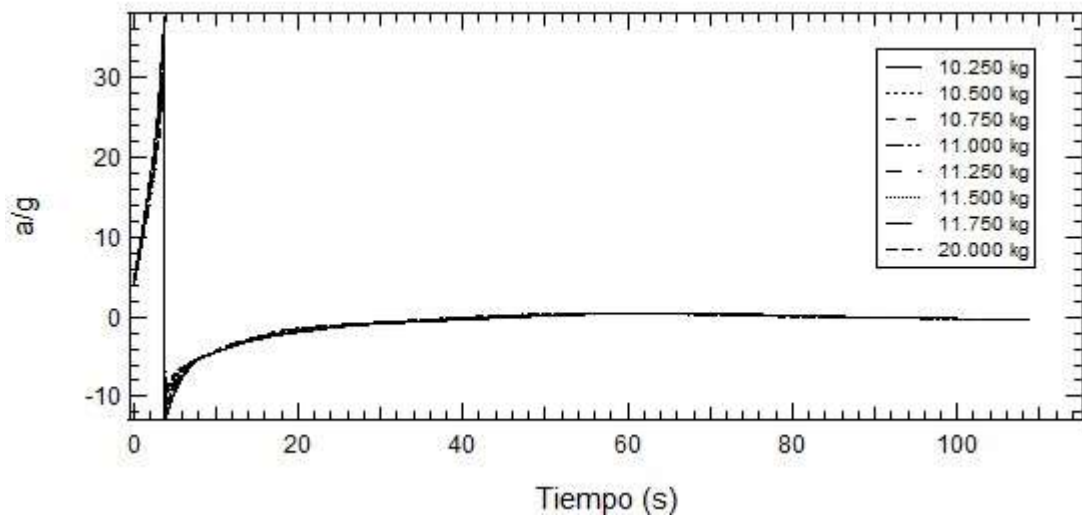


Figura 18. Relación a/g vs Tiempo de vuelo en función de la masa.<sup>31</sup>

<sup>30</sup> Figura 17. Relación T/W vs tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

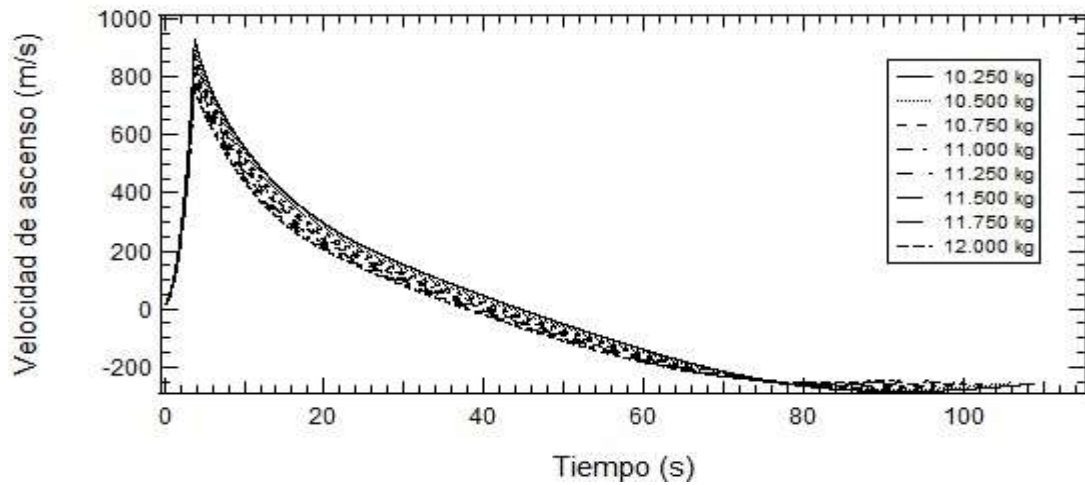


Figura 19. Velocidad de ascenso vs tiempo de vuelo en función de la masa<sup>32</sup>

La variación de la velocidad de ascenso no es significativa al incrementar la masa del sistema debido a que el motor proporciona el mismo empuje sin importar la configuración como se observa en la figura 19. Si se quiere transportar una carga paga mayor a los 2 kg es conveniente implementar un motor que proporcione un empuje superior, o también se puede utilizar un propelente con mayor capacidad propulsiva en términos de impulso específico.

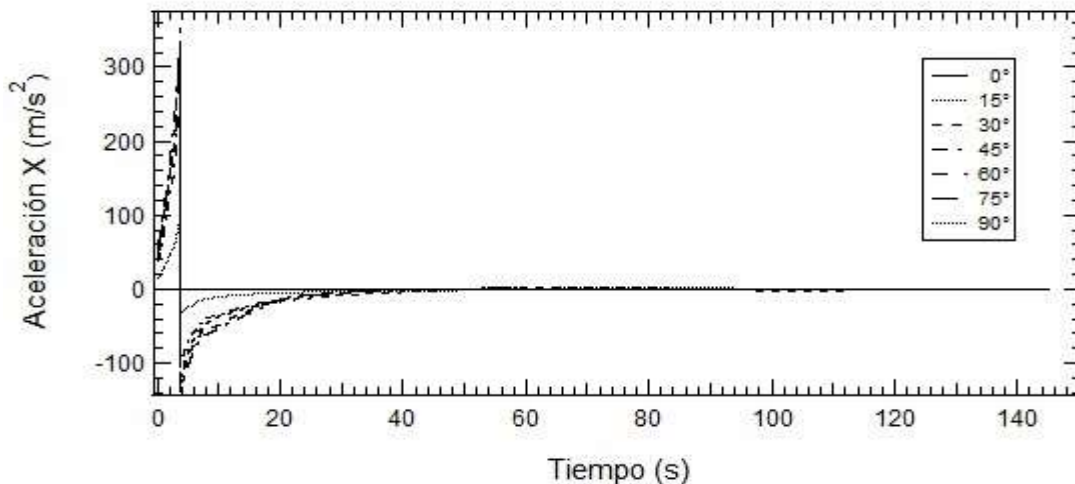


Figura 20. Aceleración en X vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>33</sup>

<sup>31</sup> Figura 18. Relación a/g vs Tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>32</sup> Figura 19. Velocidad de ascenso vs tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>33</sup> Figura 20. Aceleración en X vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

Las fuerzas que actúan sobre el cuerpo una vez se pierde el empuje son el arrastre aerodinámico y la fuerza gravitacional las cuales generan que el cohete sufra una desaceleración en un periodo no mayor a los 4 s, después de este tiempo el cuerpo sufre nuevamente una aceleración hasta llegar a valores cercanos a cero como se observa en la figura 20.

El comportamiento que se observa en las figuras 20 y 21 es muy similar debido a las fuerzas que actúan sobre el cuerpo.

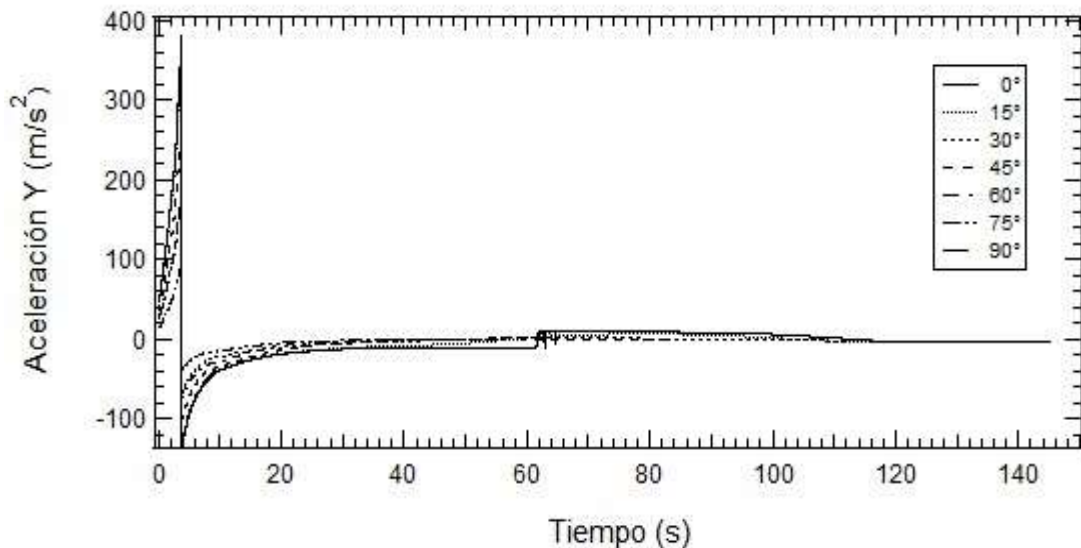


Figura 21. Aceleración en Y vs tiempo de vuelo en función de la masa<sup>34</sup>

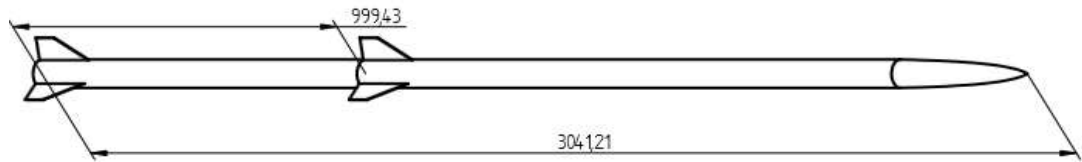
Finalmente se da por terminado el análisis de la trayectoria del cohete sonda Libertador I con una sola etapa en su estructura, en el siguiente capítulo se analiza la trayectoria del cuerpo con la implementación de una segunda etapa.

## 11. ANÁLISIS DE LA TRAYECTORIA DEL COHETE SONDA LIBERTADOR I IMPLEMENTANDO UNA SEGUNDA ETAPA

A continuación se presentan los resultados obtenidos en el análisis de la trayectoria de vuelo del cohete sonda Libertador I con dos etapas en el software computacional FORTRAN. Con la implementación de la segunda etapa en la estructura del se obtiene una nueva geometría ya que se utilizan dos motores similares al del capítulo anterior ubicados linealmente uno encima del otro. De esta forma se incrementa la masa inicial en 20 kg logrando mayor empuje por la combustión del propelente en las dos etapas con

<sup>34</sup> Figura 21. Aceleración en Y vs tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

esto se logra incrementar el apogeo en 30 km, es decir el cohete alcanzaría una máxima altura de 52 km con un ángulo de lanzamiento de  $0^\circ$ ; además el tiempo de vuelo aumenta 1.57 veces con respecto al tiempo alcanzado con una sola etapa este valor es cercano a los 220 s.



Grafica 2. Dimensiones del cohete Libertador I con dos etapas en mm.

II ETAPAS		CARGA ADICIONAL	
DIÁMETRO	76,2 mm	PAYLOAD	2 Kg
LONGITUD	3031 mm		
MASA ESTRUCTURAL	10 Kg		
MASA PROPELENTE	10 kg		

Tabla 2. Características del cohete sonda Libertador I con dos etapas

#### 11.1 Influencia del ángulo de vuelo en la trayectoria

Para realizar el análisis de la trayectoria del cohete sonda con dos etapas se repiten los procedimientos del capítulo anterior y se tienen en cuenta las condiciones iniciales de una atmosfera ideal y de una combustión constante y controlada. El inicio de la segunda etapa se da al finalizar la primera y el tiempo de combustión total es de 7.58 s.

En la figura 23 se evidencia que el cohete experimenta una velocidad máxima cercana 1520 m/s en un periodo de 7 s, este incremento de velocidad se genera por el aumento del empuje que proporciona la combustión del propelente al implementarse dos etapas en el cohete sonda. La velocidad que experimenta el cohete con dos etapas se comporta de igual manera a la velocidad que se muestra en la figura 3 en términos de la densidad troposférica; con un ángulo de lanzamiento de  $0^\circ$  se alcanza una velocidad cercana a los 0 m/s justo en el instante que el cohete se encuentra en el apogeo, por esto se sugiere que para realizar estudios como los que se plantean en la primera etapa donde el cuerpo obtenga grandes altitudes y bajas velocidades se deben utilizar estas condiciones de lanzamiento.

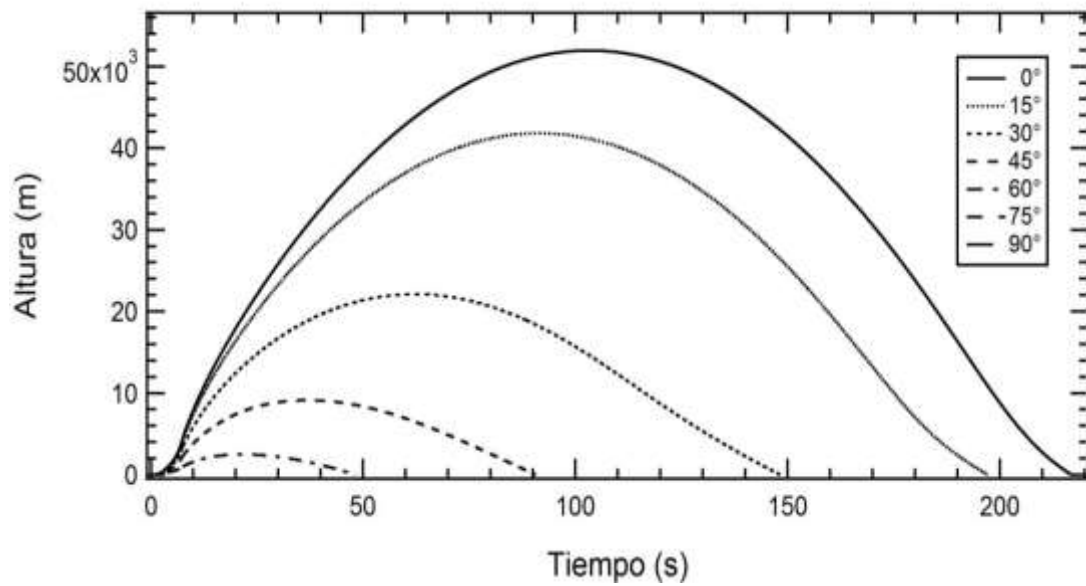


Figura 22. Altitud vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>35</sup>

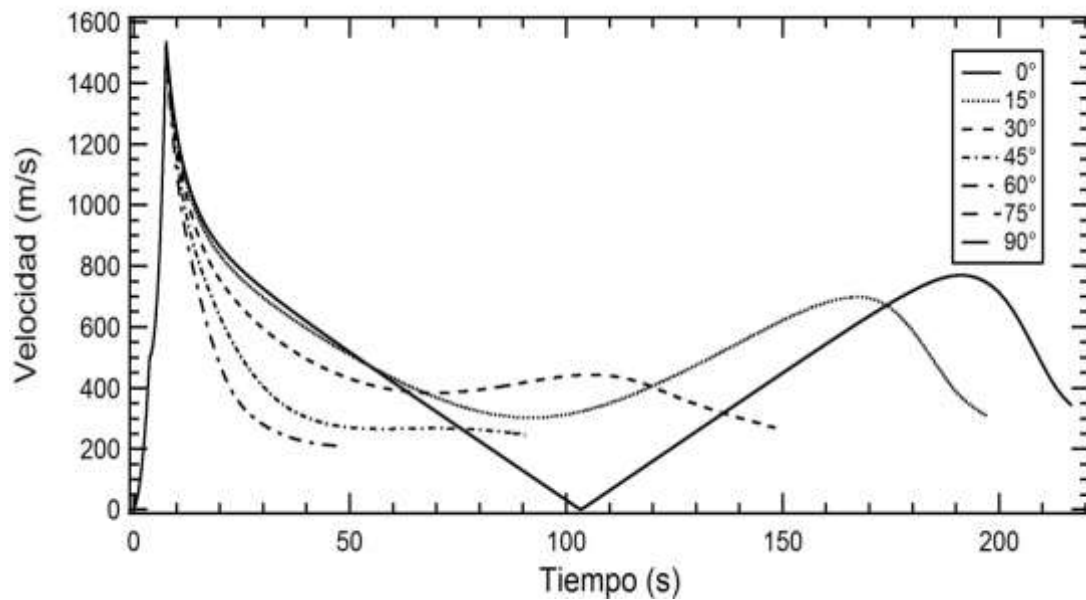


Figura 23. Velocidad del cohete vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>36</sup>

<sup>35</sup> Figura 22. Altitud (Apogeo) vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>34</sup> Grafica 2/ Cohete Libertador I con dos etapas/elaborado por los autores del proyecto/software computacional Solid Edge.

<sup>36</sup> Figura 23. Velocidad del cohete vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.



Con la implementación de una segunda etapa el comportamiento de la velocidad es semejante al observado en el cohete utilizando una sola etapa, la velocidad se incrementa debido al empuje que gana el cuerpo con la combustión del propelente de las dos etapas; el valor es cercano a los 1500 m/s lo que equivale a un Mach de 4.4 como se evidencia en la (figura 23), al incrementar el tiempo de la combustión en 4 s se puede llegar a alcanzar un régimen de vuelo hipersónico.

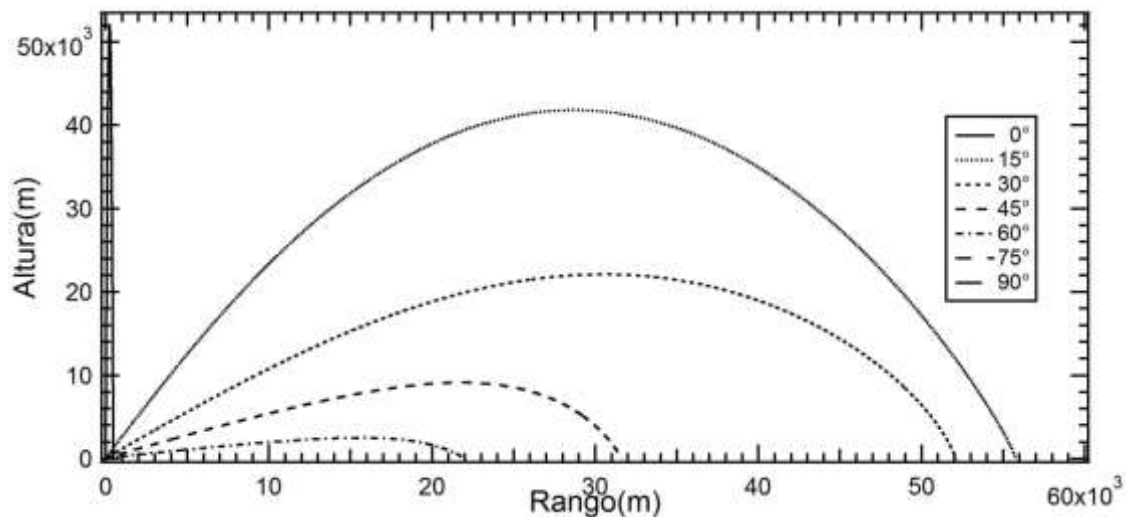


Figura 24. Altitud vs Rango de impacto en función del ángulo de lanzamiento<sup>37</sup>

En la figura 24 se observa que el incremento en el rango de alcance horizontal que presenta el cohete al implementar una segunda etapa está cercano a los 56 km, básicamente se debe a la cantidad de impulso específico que genera la combustión del propelente de las dos etapas, es importante tener en cuenta que este alcance se logra únicamente con un ángulo de lanzamiento de 15° donde el cuerpo alcanza un apogeo cercano a los 45 km.

## 11.2 Variación de la carga paga

Teniendo como referencia el análisis realizado en la primera etapa y comparándolo con los resultados observados en la figura 24 se observa que el mejor ángulo de lanzamiento es 15° y no 30° como se venía utilizando, esto se debe a que el cohete ha ganado 10 kg de masa inicial lo que causa que a menor ángulo de lanzamiento menor es la fuerza gravitacional ejercida en el cuerpo además a esta altura la densidad atmosférica no causa mayor resistencia en el cuerpo lo que permite alcanzar estas distancias.

<sup>37</sup> Figura 24. Altitud vs Rango de impacto en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

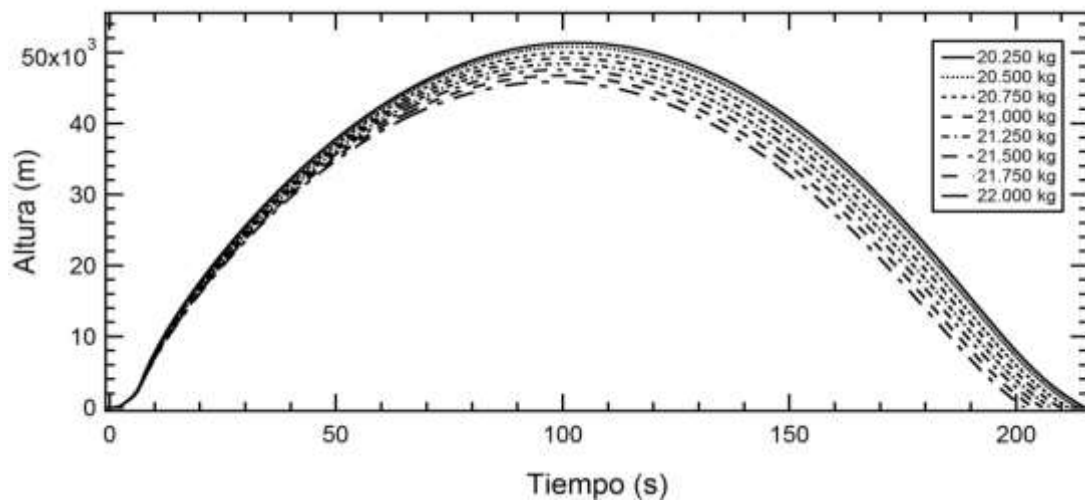


Figura 25. Altitud vs Tiempo de vuelo en función de la masa<sup>38</sup>

Si se tienen en cuenta las variaciones en la carga paga de 0.25 kg a 2 kg, se observa que el mayor apogeo alcanzado por el cohete se logra cuando se implementa la menor carga paga en el cuerpo, el valor es cercano a los 50 km. A medida que se incrementa la masa del cuerpo en 0.25 kg se reduce el apogeo en 0.65 km aproximadamente, conociendo esta relación se sugiere que se aplique según el estudio que se vaya a realizar para aumentar la eficiencia del cohete y obtener los mejores resultados. (Figura 25)

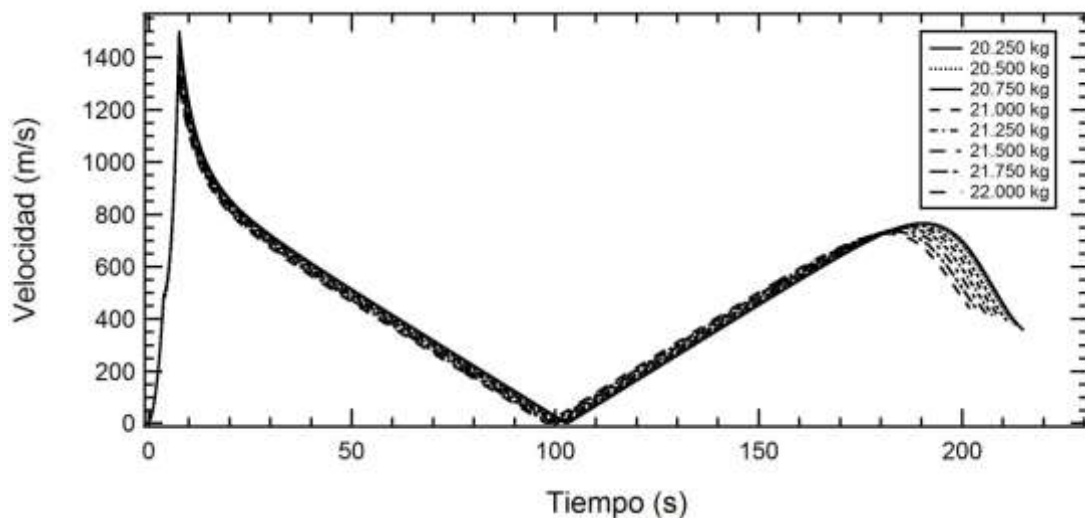


Figura 26. Velocidad del cohete vs Tiempo de vuelo en función de la masa<sup>39</sup>

<sup>38</sup> Figura 25. Altitud vs Tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

En la figura 26 se observa una diferencia de velocidades al variar la carga paga en el cohete de 0.25 kg a 2 kg, esta diferencia es cercana a los 200 m/s. Debido a que el cuerpo presenta el mismo comportamiento planteado en la primera etapa con respecto a la densidad troposférica se establece la relación que a menor carga paga mayor velocidad y tiempo de vuelo.

Si se desean realizar estudios de toma de datos atmosféricos con gran precisión se sugiere utilizar un juego de sensores con una gran capacidad de medición sin importar su peso ya que como se observa en la gráfica la velocidad disminuiría lo que facilitaría el trabajo del sensor y aumentaría la precisión de los resultados.

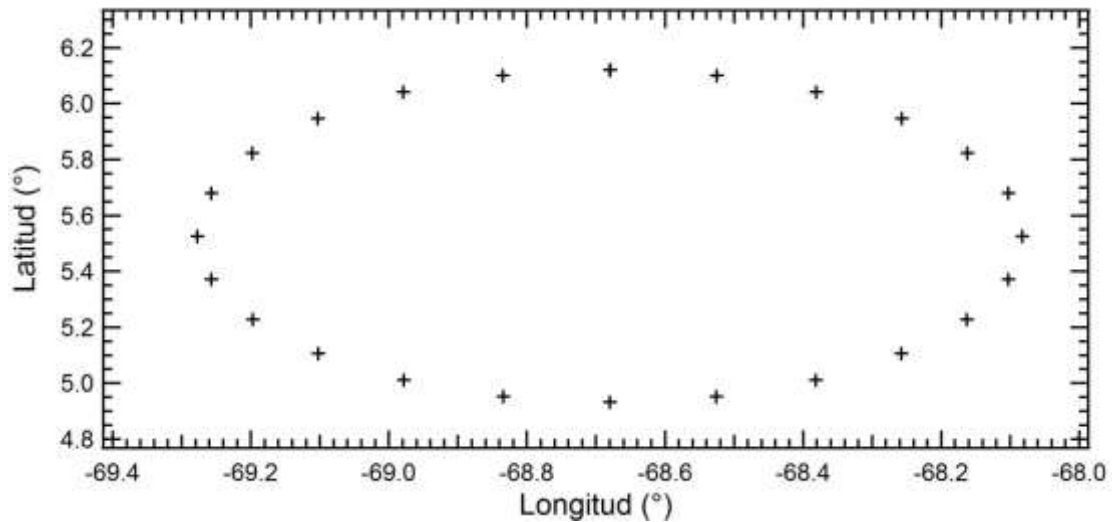


Figura 27. Posibles puntos de impacto<sup>40</sup>

Tomando como referencia las condiciones iniciales de lanzamiento propuestas en la primera etapa, figura 9, se muestran los posibles puntos de impacto del cuerpo implementando una segunda etapa, para este caso no se utiliza el mejor ángulo de lanzamiento para el estudio como se realizó en el capítulo anterior, ya que lo que se busca es observar la diferencia en la trayectoria del cuerpo únicamente implementando una etapa más en la estructura. Por la motivo se realiza el análisis con un ángulo de lanzamiento de 30° y se varia el ángulo de azimut de 0° a 360°.

<sup>39</sup> Figura 26. Velocidad del cohete vs Tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>40</sup> Figura 27. Posibles puntos de impacto/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

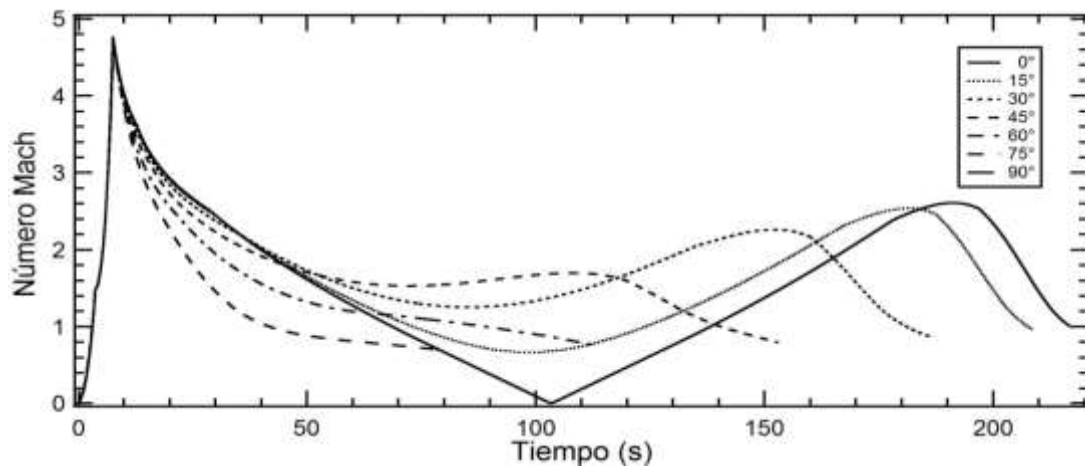


Figura 28. Número mach vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>41</sup>.

Como se observa en la figura 28 el Mach alcanzado por el cuerpo en un periodo de tiempo de 7.58 s es cercano a 4.4 permitiendo un régimen de vuelo supersónico, esto se logra al implementar una segunda etapa a la estructura del cuerpo donde se aumenta la cantidad de propelente el tiempo de combustión y el empuje proporcionado generando 0.9 Mach más que en la primera etapa. El comportamiento del cuerpo es similar al observado en la figura 10 donde alcanza una velocidad de 0 m/s justo en el instante en el que llega al apogeo después de esto el cohete aumenta su velocidad hasta alcanzar un mach de 2 por acción gravitacional hasta que nuevamente es desacelerado por la densidad troposférica.

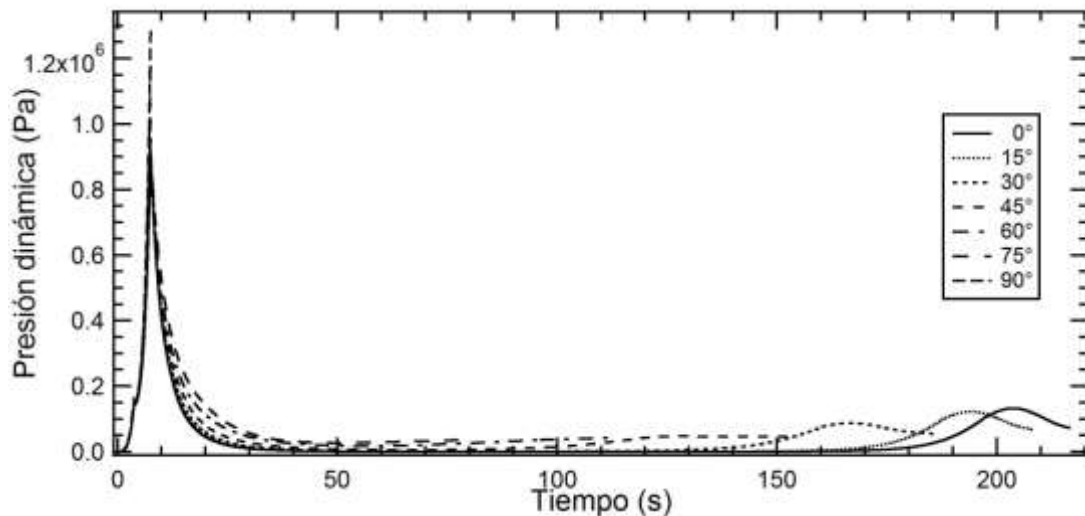


Figura 29. Presión dinámica vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>42</sup>

<sup>41</sup> Figura 28. Número mach vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

Teniendo en cuenta lo evidenciado en la figura 29 se observa que la presión a la que se somete la estructura del cohete es cercana a los 1.3 MPa casi el doble que con una etapa por lo cual se recomienda realizar un estudio de materiales que tengan la capacidad de soportar estos esfuerzos mecánicos con el fin de cumplir con las exigencias del diseño y reducir los gastos de fabricación.

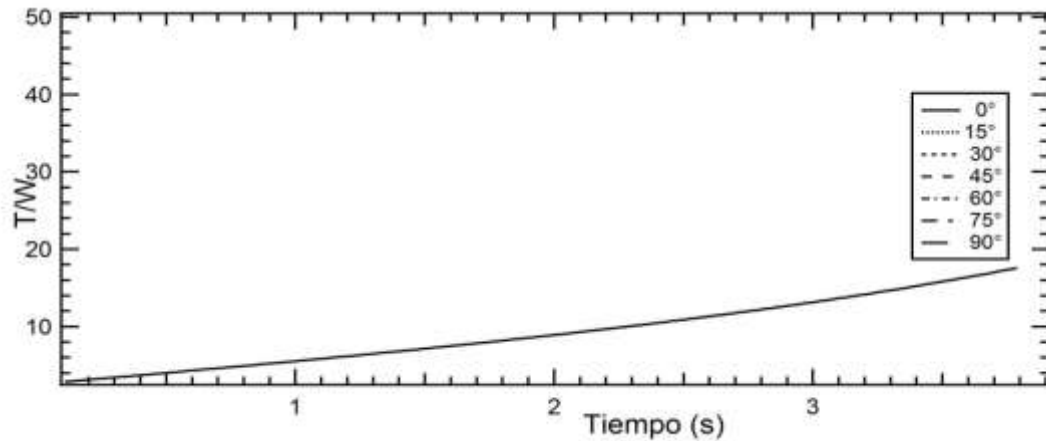


Figura 30. Relación T/W vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>43</sup>

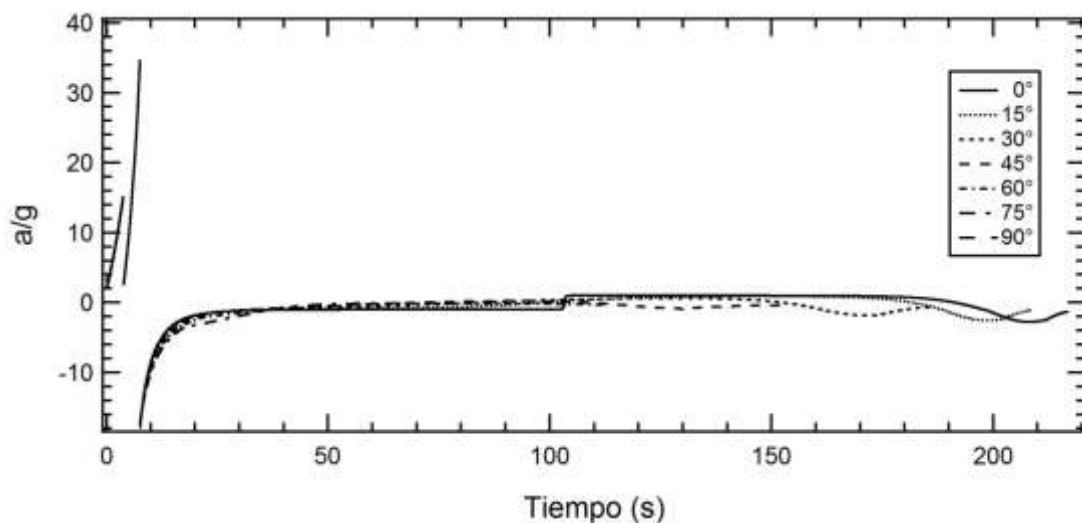


Figura 31. Relación a/g vs Tiempo de Vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>44</sup>

<sup>42</sup> Figura 29. Presión dinámica vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>43</sup> Figura 30. Relación T/W vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>44</sup> Figura 31. Relación a/g vs Tiempo de Vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

Relacionando las figuras 12 y 30 se evidencia que a pesar de la variación en el ángulo de lanzamiento la relación empuje/peso se comporta de manera similar con una etapa o con dos etapas, las variaciones en esta relación son muy pequeñas lo que permite comprobar que la combustión del propelente se está desarrollando de manera adecuada y controlada, para la implementación de la segunda etapa el tiempo de combustión es de 7,58 s.

En la figura 31 se observa el comportamiento de la relación de aceleración/gravedad y se identifica que no tiene un comportamiento lineal, por lo contrario se evidencian segmentos sin trazos en la gráfica; esto se debe a la separación por etapas que presenta el cuerpo, el primer trazo es el primer impulso que tiene el cuerpo, el segundo trazo representa el segundo impulso, el tercer trazo representa el vuelo del cuerpo debido a la inercia que tiene este, sin ningún impulso actuando sobre el cuerpo, el comportamiento de esta etapa es lineal y constante debido a que no hay impulso sobre el cuerpo que altere esta relación ya que la aceleración experimentada por el cuerpo es la causada por la fuerza de gravedad que actúa sobre el cohete y esta es constante.

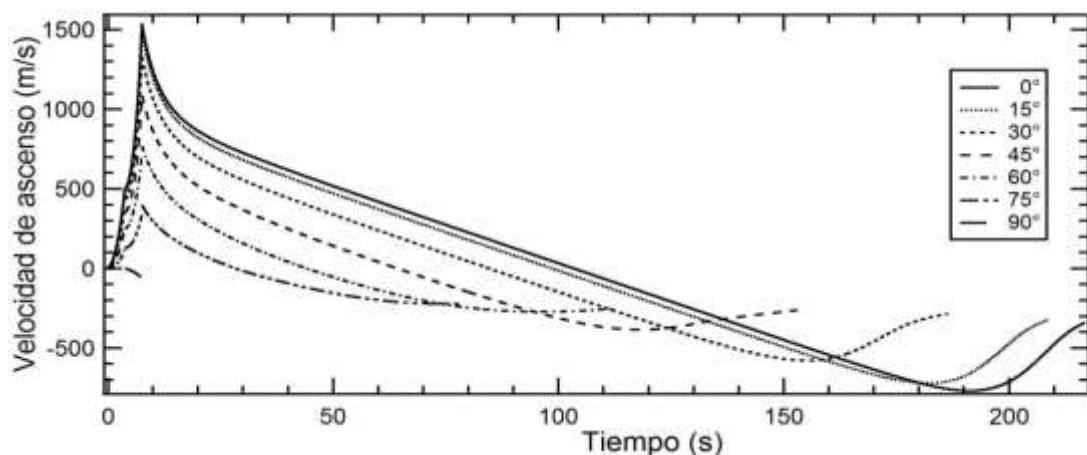


Figura 32. Velocidad de ascenso vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>45</sup>

Con el aumento de empuje conseguido al implementar una segunda etapa en la estructura del cuerpo se observa un aumento en la velocidad de ascenso que varía con forme se aumenta el ángulo de lanzamiento, la mayor velocidad de ascenso se consigue con un ángulo de lanzamiento igual a los 0° ya que en esta posición el cohete supera la troposfera en un tiempo cercano a los 10 s de vuelo lo que provoca una menor resistencia al avance por la densidad del aire y aumenta el tiempo de vuelo. En la figura 32 se evidencia que la máxima velocidad que alcanza el cohete está alrededor de los 1500 m/s y el menor valor se alcanza con un ángulo de 90° debido a la aguda inclinación del cuerpo

<sup>45</sup> Figura 32. Velocidad de ascenso vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento /elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

y la resistencia al avance. Después de que el cuerpo alcanza la troposfera sufre una desaceleración por el aumento en la densidad y nuevamente se acelera por la gravedad.

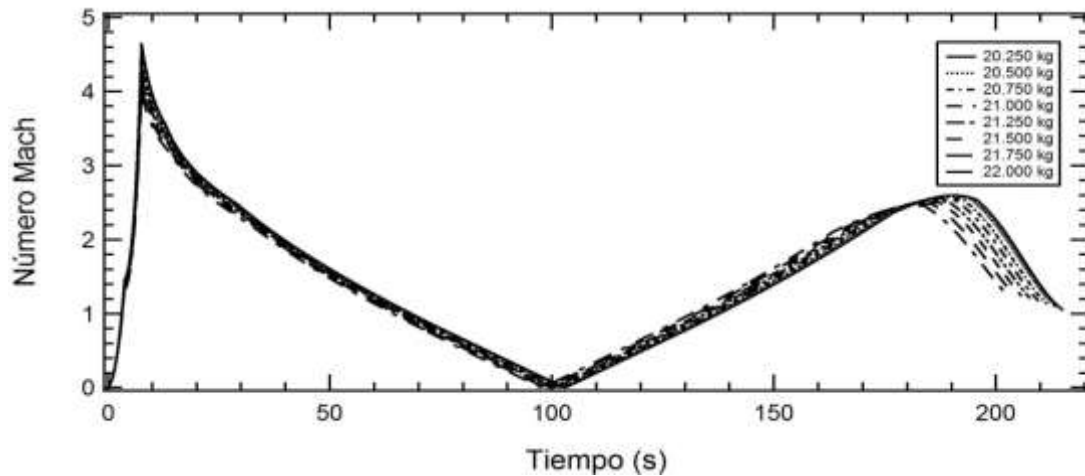


Figura 33. Número Mach vs tiempo de vuelo en función de la masa<sup>44</sup>

Partiendo de que el mach es una relación de velocidades en las que se tienen en cuenta la velocidad del sonido y la velocidad del cuerpo, se puede observar que la figura 33 se comporta de manera similar a la figura 24 con pequeñas variaciones a medida que se incrementa la carga paga y se mantiene como valor máximo un mach cercano a 4.4

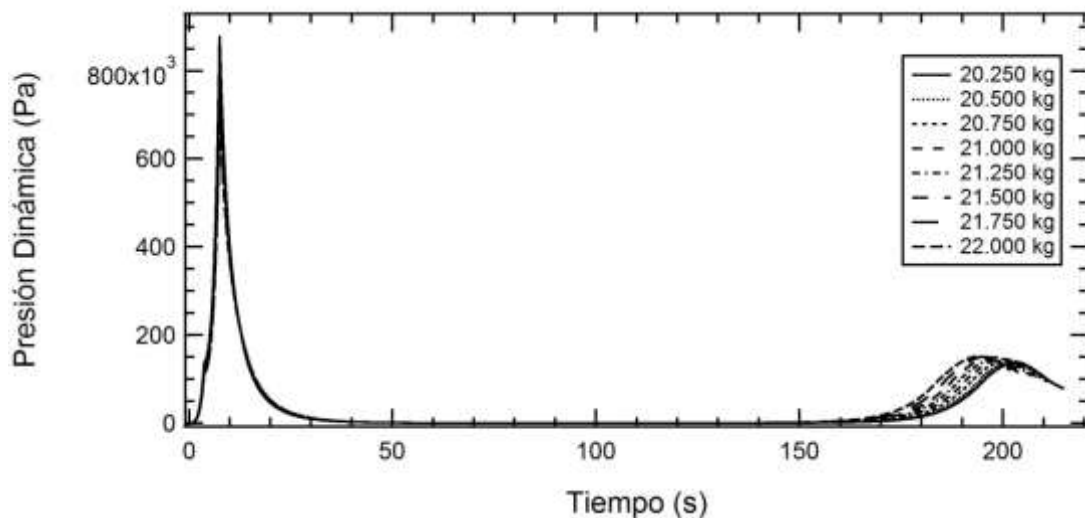


Figura 34. Presión dinámica vs Tiempo de vuelo en función de la masa<sup>45</sup>.

<sup>44</sup> Figura 33. Numero mach vs tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>45</sup> Figura 34. Presión dinámica vs Tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

Debido al aumento en la masa y el incremento del área en el cohete por la implementación de la segunda etapa la presión dinámica se distribuye de tal manera que su valor disminuye en comparación al observado en la figura 29, con la variación de la carga paga se observan pequeñas alteraciones en la presión a partir de los 170 s de vuelo ya que en este instante el cohete entra en contacto con la densidad troposférica lo que causa una mayor resistencia al avance. En la figura 34 se observa los valores presión dinámica, la variación de presión no es considerable a pesar del cambio en la masa debido a la adición de carga paga que varía de 0.25 kg a 2 kg el mayor valor de presión es de 860 kpa el cual se registra para todas las masas.

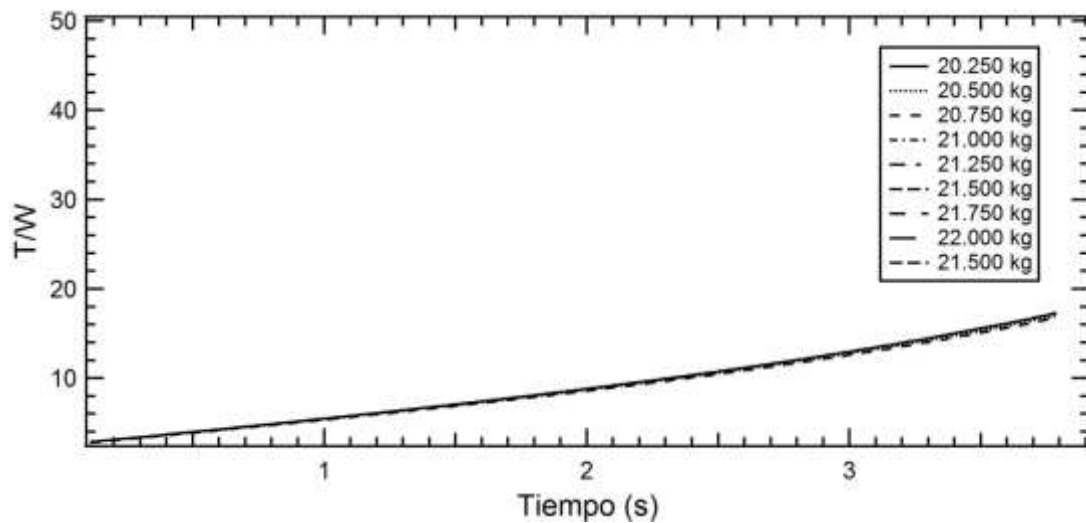


Figura 35. Relación T/W vs tiempo de vuelo en función de la masa.<sup>46</sup>

En la figura 35 se observa la variación en la relación de potencia/peso debido a la adición de carga paga el menor valor de esta relación se encuentra con una carga paga de 2 kg el cual está alrededor de 1600 y el mayor valor en esta relación se encuentra alrededor de 2300 con una carga paga de 0.25 kg debido a que hay menos masa que desplazar el empuje se aprovecha de mejor manera tal como se ve en la gráfica de esta relación. Si se comparan las figuras 17 y 35 se evidencian grandes diferencias ya que al implementar una segunda etapa en la estructura del cohete se aumenta la masa en 10 kg lo que permite observar las variaciones en la relación empuje peso.

<sup>46</sup> Figura 35. Relación T/W vs tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.



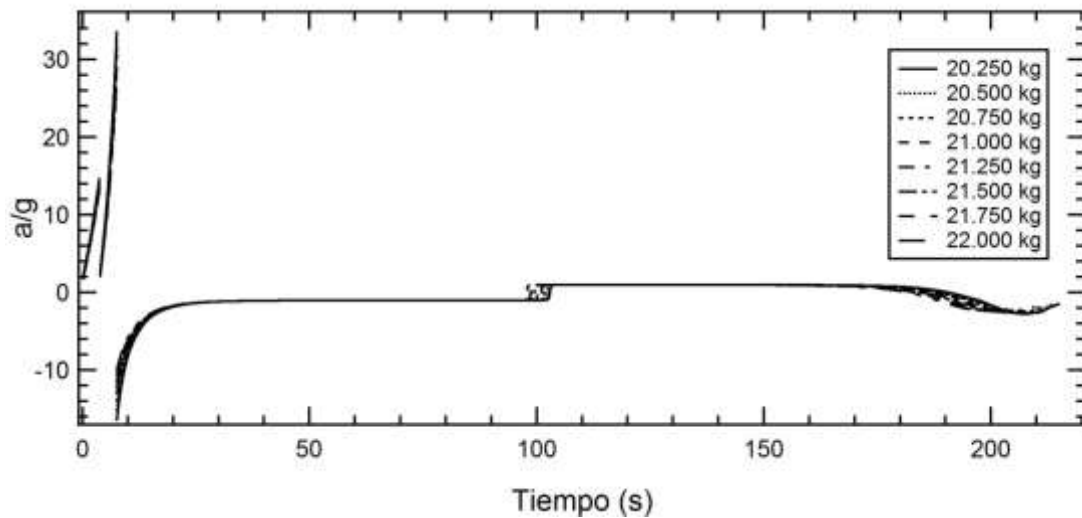


Figura 36. Relación  $a/g$  vs Tiempo de vuelo en función de la masa<sup>47</sup>

En la figura 36 se observa la relación de aceleración/gravedad, en esta grafica no se evidencia ningún cambio considerable en el comportamiento del cuerpo a pesar de la adición de masa al sistema y el comportamiento es idéntico a la relación que se muestra en la figura 31.

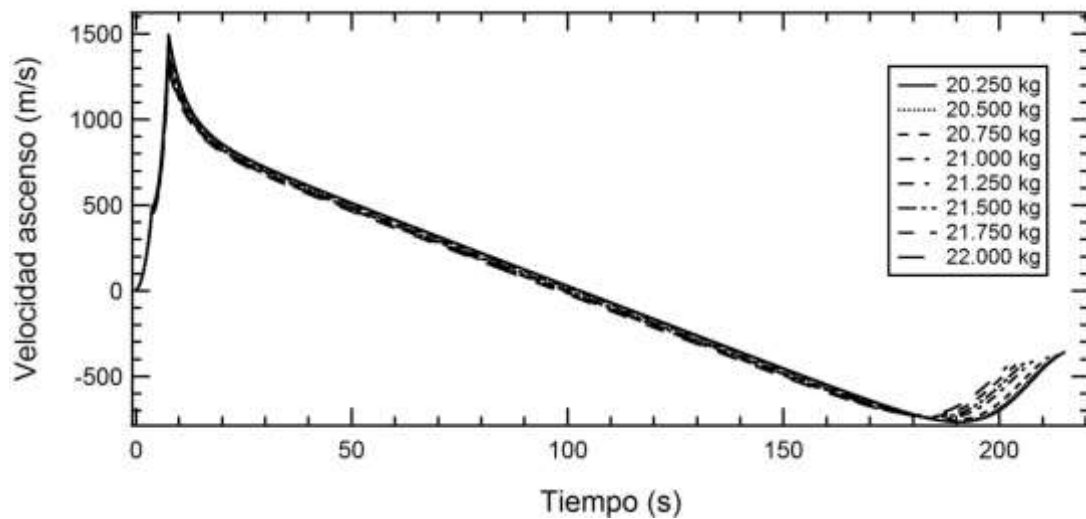


Figura 37. Velocidad de ascenso vs tiempo de vuelo en función de la masa<sup>48</sup>

<sup>47</sup> Figura 36. Relación  $a/g$  vs Tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>48</sup> Figura 37. Velocidad de ascenso vs tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

Como se evidencia en la gráfica las variaciones de velocidad son muy pequeñas a pesar de que se incrementa la carga paga, esto se debe a que el empuje es constante para cada uno de los casos. Después de los 180 s de vuelo se observan los mayores cambios en la velocidad ya que en este instante el cohete tiene contacto con la densidad troposférica creando mayor resistencia al avance. La figura 37 muestra que la mayor velocidad se alcanza con una carga paga de 0.25 kg y está alrededor de los 1500 m/s y la menor velocidad es de 1300 m/s y se alcanza con una carga paga de 2 kg. Se recomienda que la carga paga este en el punto medio con una carga 1 kg para realizar un estudio a una velocidad de ascenso media.

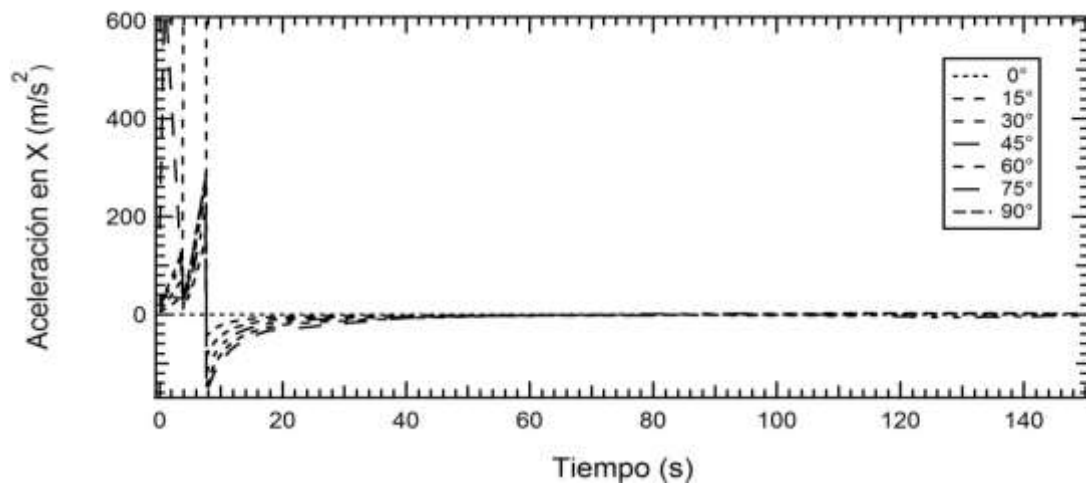


Figura 38. Aceleración en X vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>49</sup>

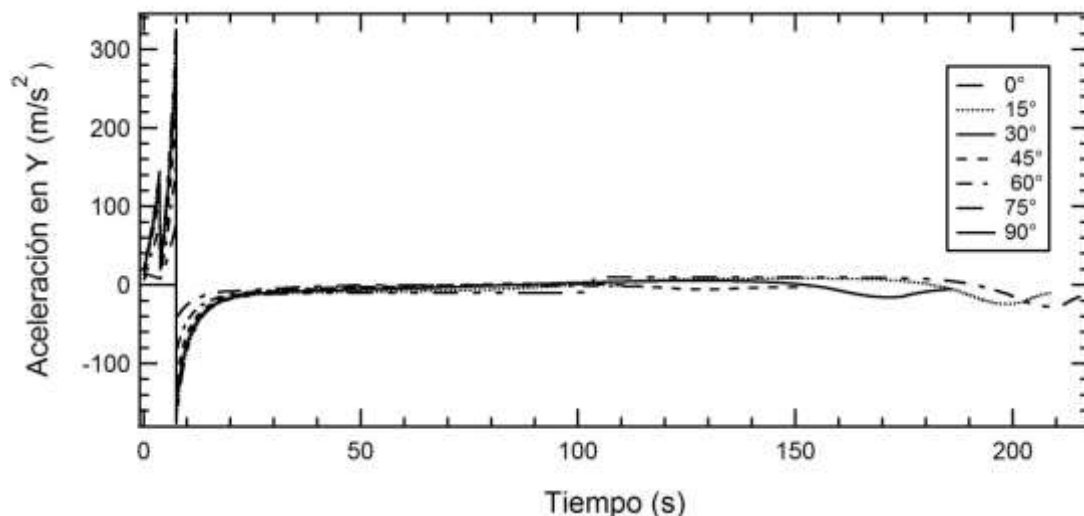


Figura 39. Aceleración en Y vs tiempo de vuelo en función de la masa<sup>50</sup>

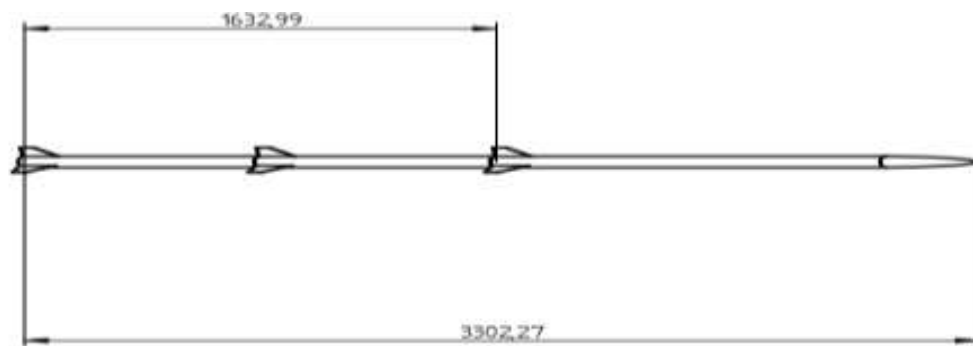
<sup>49</sup> Figura 38. Aceleración en X vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

Para desarrollar estudios en la atmosfera como toma de fotografías es de vital importancia tener en cuenta las aceleraciones que sufre el cuerpo durante el vuelo para tomar las mejores imágenes y con la mejor calidad, en la figura 38 se muestran las aceleración que sufre el cuerpo en el eje X, el cuerpo sufre mayor aceleración en este eje en un ángulo de lanzamiento entre  $0^\circ$  y  $30^\circ$  debido al aumento de peso en el cohete, si el objeto del estudio establece que no se experimente grandes aceleraciones se recomienda que no se realice el lanzamiento entre este intervalo de ángulos.

La figura 39 muestra las aceleración en el eje Y del sistema, se evidencia que las mayores aceleraciones en este eje se presentan con ángulos de lanzamientos pronunciados en intervalos de  $60^\circ$  a  $90^\circ$  si no se desea tener grandes valores en la aceleración en este eje se recomienda que los ángulos de lanzamiento no se encuentren en este intervalo de valores, los picos observados al inicio de lanzamiento muestran el empuje proporcionado por las dos etapas y el instante en que se libera la primera etapa del cuerpo.

## 12. ANÁLISIS DE LA TRAYECTORIA DEL COHETE SONDA LIBERTADOR I IMPLEMENTANDO UNA TERCERA ETAPA

En este capítulo se llevara a cabo el análisis de la trayectoria del cohete sonda con tres etapas en su estructura. Implementando la tercera etapa el cohete se incrementa la masa inicial en 30 kg y se logra alcanzar una altura en su apogeo de 80 km gracias a la combustión del propelente de las tres etapas, en comparación con la figura 22 de la segunda etapa se evidencia que el apogeo del cohete aumenta en 30 km con un ángulo de lanzamiento de  $0^\circ$  y el tiempo de vuelo es de 270 s superando por más de 50 s el tiempo que se registró en el capítulo anterior.



Grafica 3. Dimensiones del cohete Libertador I con tres etapas en mm.<sup>49</sup>

<sup>50</sup> Figura 39. Aceleración en Y vs tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>49</sup> Cohete libertador I con tres etapas/ elaborada por los autores del proyecto/software computacional Solid Edge.

III ETAPAS		CARAGA ADICIONAL	
DIÁMETRO	76,2 mm	PAYLOAD	5 kg
LONGITUD	5031 mm	MASA FINAL	32 kg
MASA ESTRUCTURAL	15 kg		
PROPELENTE	15 kg		

Tabla 3. Características del cohete sonda Libertador I con tres etapas

### 12.1 Ángulo de vuelo

Para realizar el análisis de la trayectoria del cohete sonda con tres etapas se repiten los procedimientos de los capítulos anteriores y se tienen en cuenta las condiciones iniciales de una atmosfera ideal y de una combustión constante y controlada.

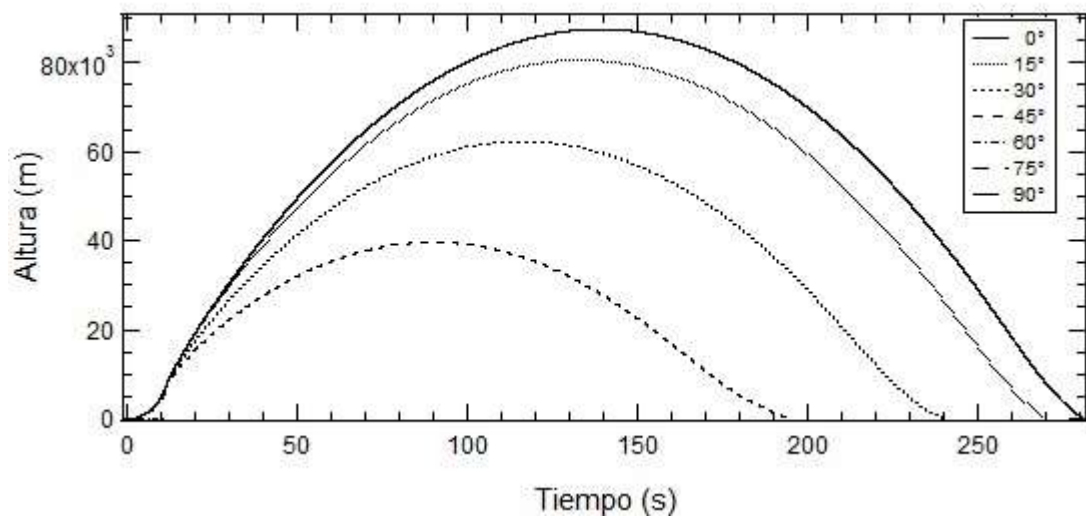


Figura 40. Altitud (Apogeo) vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>51</sup>

La velocidad alcanzada con la implementación de la tercera etapa se puede evidenciar en la figura 41, el valor máximo de velocidad está alrededor de 1700 m/s con un Angulo de lanzamiento de 0°, el aumento de la velocidad en comparación al cuerpo con 2 etapas está alrededor de los 200 m/s consiguiendo de esta manera entrar a un régimen de vuelo hipersónico tal y como se observa en la figura 46.

<sup>51</sup> Figura 40. Altitud (Apogeo) vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

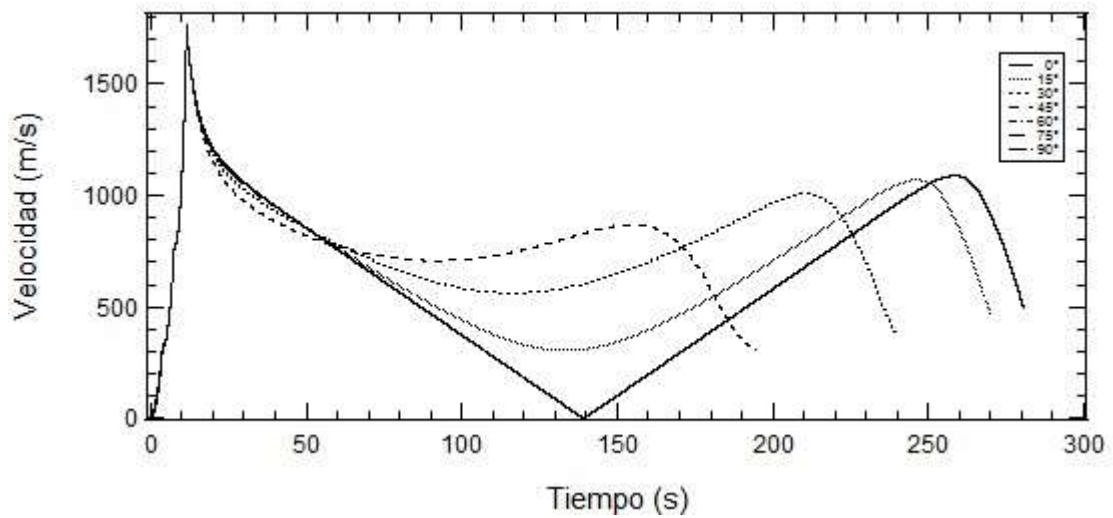


Figura 41. Velocidad del cohete vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>52</sup>

El comportamiento de la velocidad en el cohete se comporta de manera similar sin importar la variación del ángulo de lanzamiento ya que el empuje se maneja constante en cada caso.

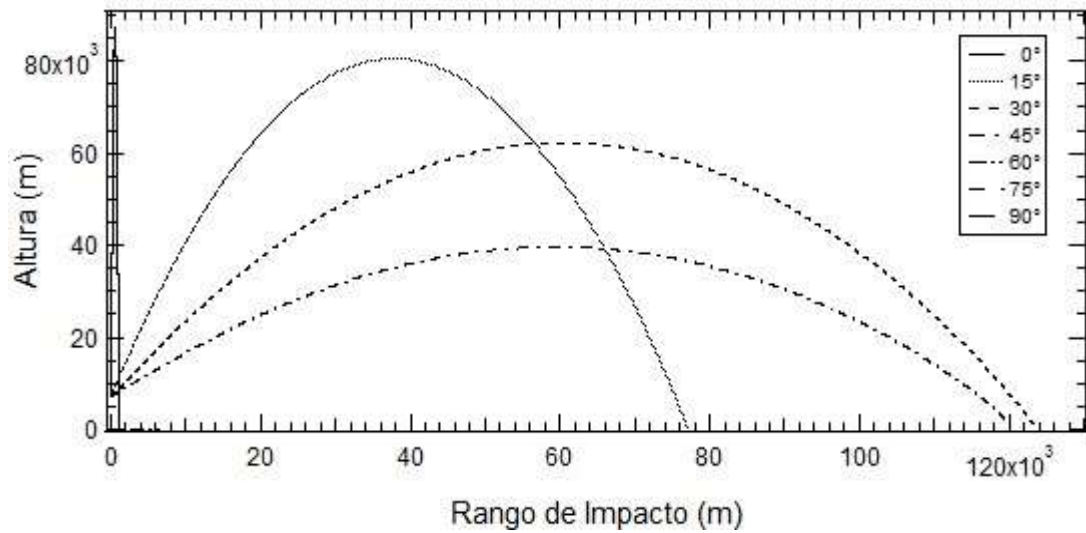


Figura 42. Altitud vs Rango de impacto en función del ángulo de lanzamiento<sup>53</sup>

<sup>52</sup> Figura 41. Velocidad del cohete vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>53</sup> Figura 42. Altitud vs Rango de impacto en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

## 12 .2 Variación de la carga paga

Con la implementación de la tercera etapa en el sistema se incrementa de forma considerable el rango de impacto consiguiendo un recorrido total de 122 km aproximadamente, este valor se consigue con un ángulo de lanzamiento de 30°. Después de realizar análisis en la trayectoria con la variación en el ángulo de vuelo, se realizó el análisis con la implementación de la carga paga tal y como se desarrolló con las etapas anteriores utilizando un rango de cargas de 0.25 kg a 2 kg y se obtuvieron los siguientes resultados.

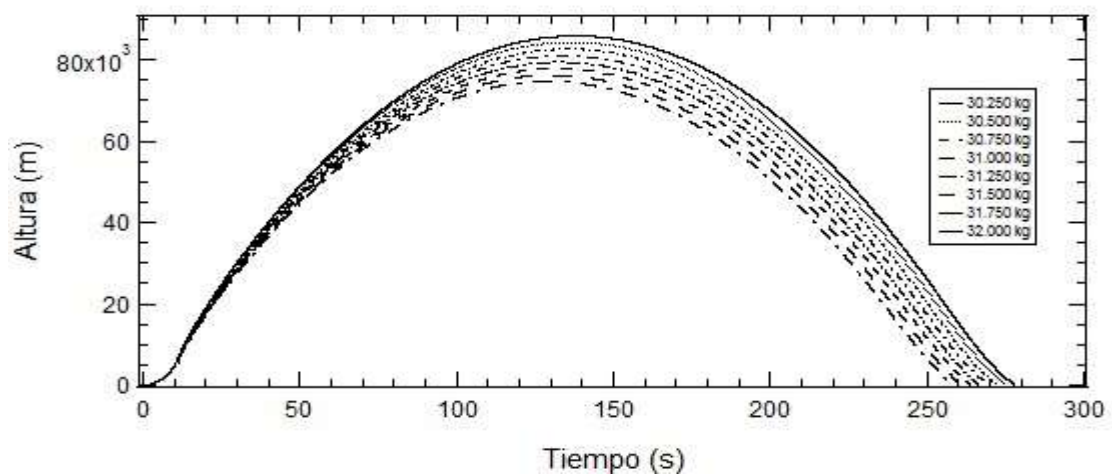


Figura 43. Altitud vs Tiempo de vuelo en función de la masa<sup>54</sup>

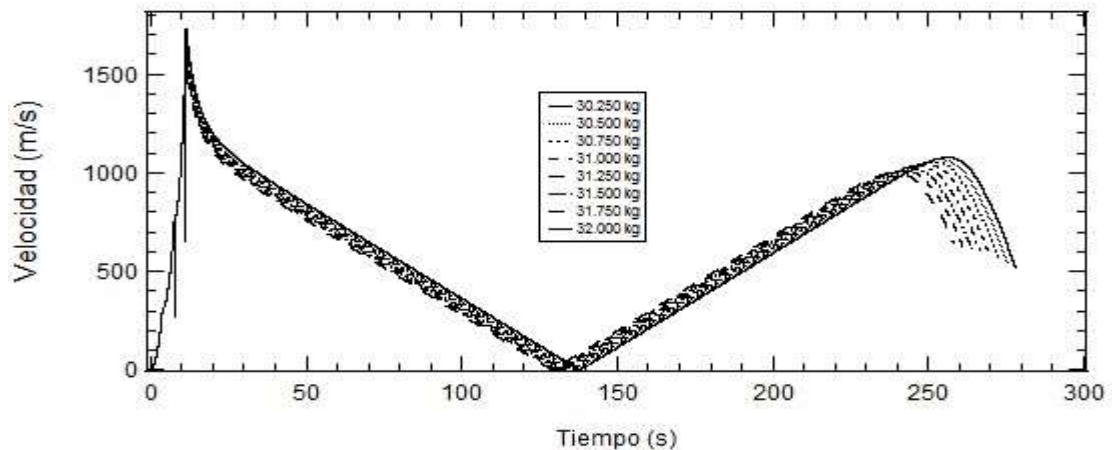


Figura 44. Velocidad del cohete vs Tiempo de vuelo en función de la masa<sup>55</sup>

<sup>54</sup> Figura 43. Altitud vs Tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

De igual manera se evidencia que la velocidad desarrollada por el cohete sin carga paga es similar a la velocidad que alcanza el cuerpo con la implementación de la carga, esto se debe a que el empuje generado por el conjunto de etapas es mayor a la masa que se le adiciona al sistema. En la figura 44 se observa el comportamiento de la velocidad con las variaciones pertinentes en el sistema en función de la masa, nuevamente se presenta la desaceleración a causa de la densidad troposférica que para este caso actúa alrededor de los 250 s.

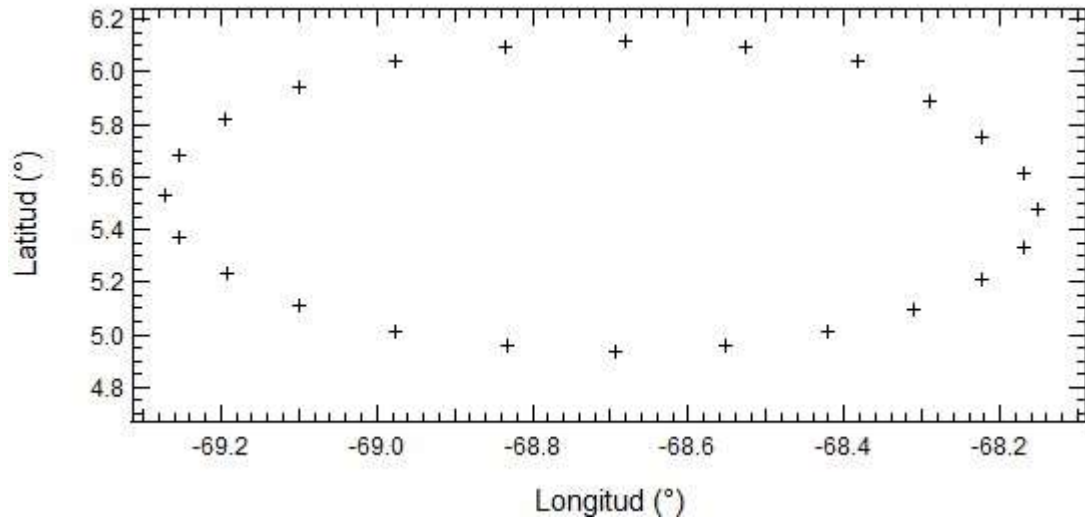


Figura 45. Posibles puntos de impacto<sup>56</sup>

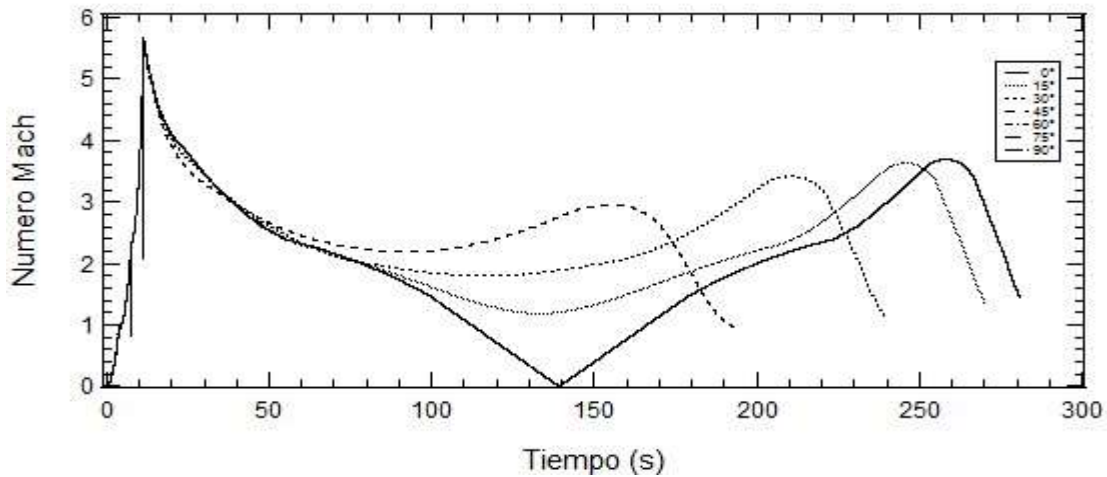


Figura 46. Número mach vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>57</sup>

<sup>55</sup> Figura 44. Velocidad del cohete vs Tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>56</sup> Figura 45. Posibles puntos de impacto/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

Partiendo de las condiciones iniciales de lanzamiento en Marandua vichada Colombia en la figura 45 se observan los posibles puntos de impacto al implementar una tercera etapa en el sistema. El rango de impacto continúa con la tendencia de crecimiento que traía de la segunda etapa, esto sucede por el aumento en el tiempo de vuelo del cuerpo. Se sugiere revisar cada uno de los puntos de impacto para reducir el riesgo de accidentalidad, además es conveniente analizar el azimuth y el ángulo de lanzamiento para encontrar puntos de fácil recuperación del sistema.

En la figura 46 se observa que el máximo valor de Mach es de 5.6 con un ángulo de lanzamiento de  $0^\circ$  en un tiempo alrededor de los 15 s, en relación a la misma grafica en la segunda etapa el mach aumento en un valor de 1.2 lo cual ubica al cohete en una región de vuelo hipersónico en este instante de tiempo. Si se desean realizar estudios a mayores velocidades la mejor configuración de lanzamiento es con 3 etapas y con un ángulo de lanzamiento de  $0^\circ$

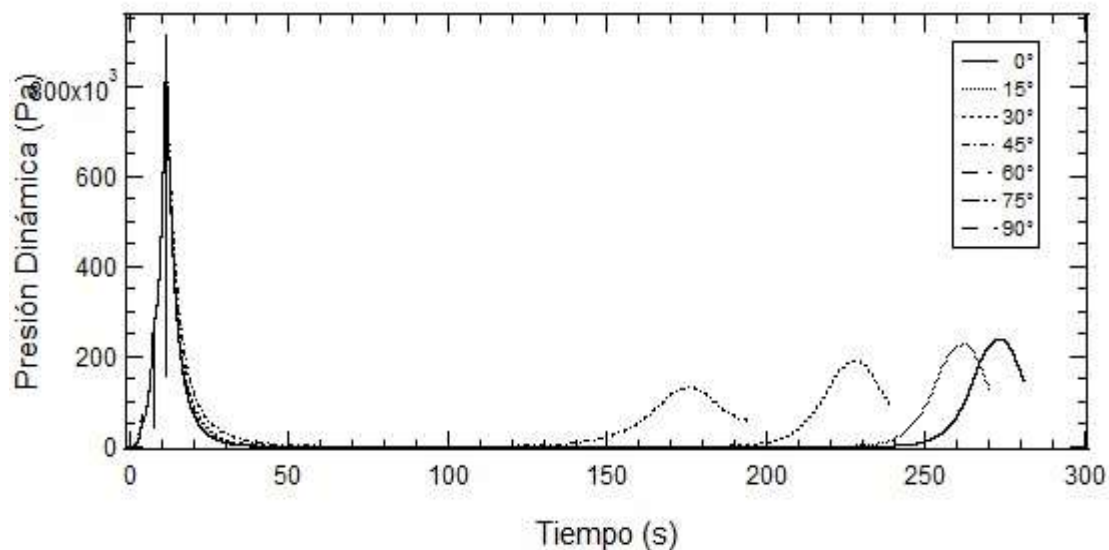


Figura 47. Presión dinámica vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>58</sup>

Considerando el cambio en las dimensiones del cohete con la implementación de la segunda etapa se logra una distribución de presión mejor a la evidenciada en las dos primeras etapas, el valor de presión dinámica máximo observado en la figura 47 está alrededor de los 806 Kpa; se recomienda el uso del mismo material utilizado para la segunda debido a que no hay cambios significativos en la presión ejercida sobre el cuerpo.

<sup>57</sup> Figura 46. Número mach vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>58</sup> Figura 47. Presión dinámica vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.



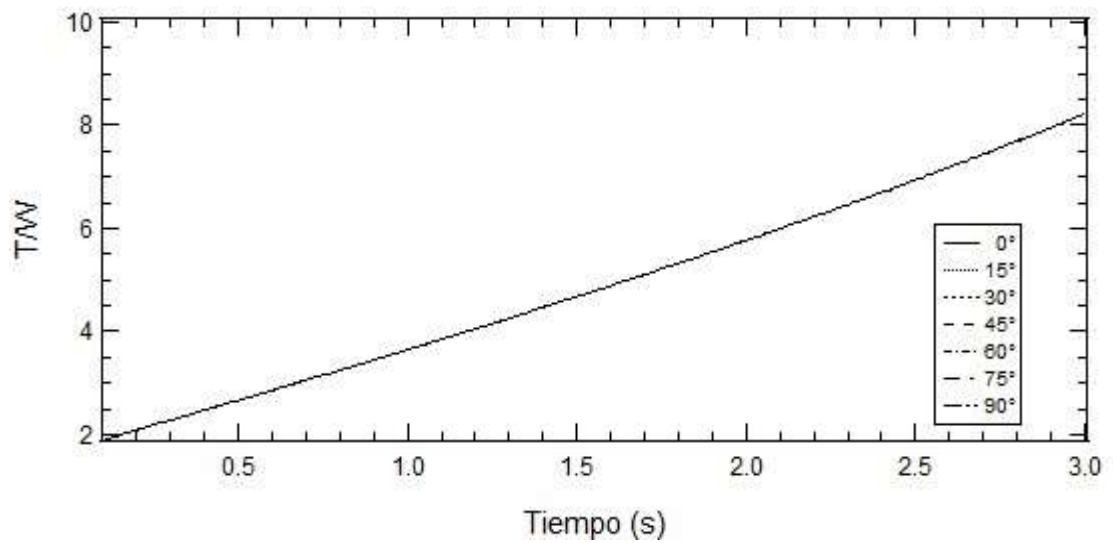


Figura 48. Relación T/W vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>59</sup>

La relación peso potencia se comporta de manera lineal durante todo el vuelo independientemente de las etapas implementadas en el cuerpo y del ángulo de lanzamiento, las fracciones de tiempo en las que no se evidencia ningún trazo son debido a la separación de las etapas en el cuerpo. Esta relación aumenta en proporción de 500 con respecto figura 30 en la segunda etapa por el aumento en el tiempo de combustión.

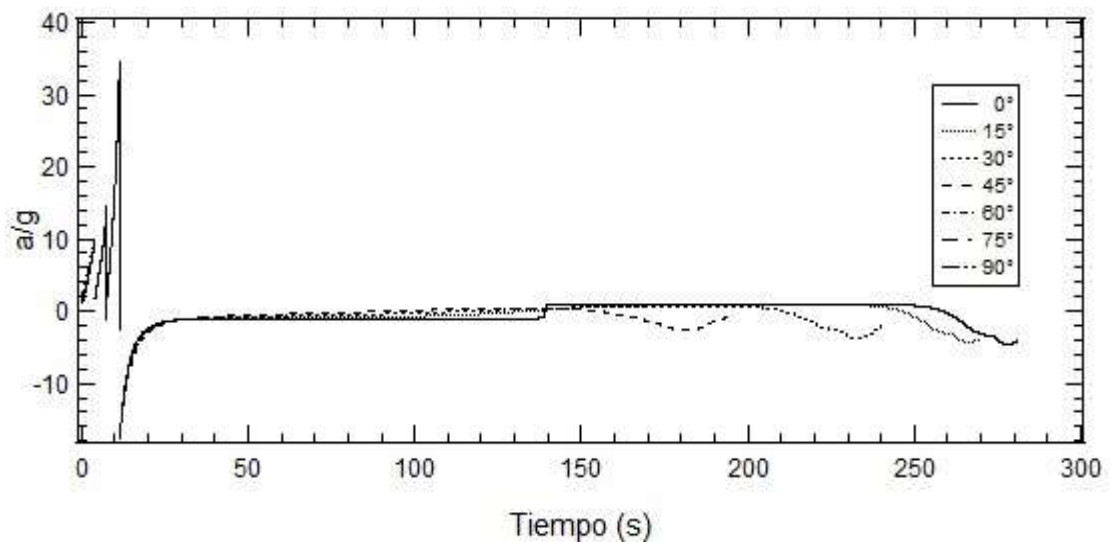


Figura 49. Relación a/g vs Tiempo de Vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>60</sup>

<sup>59</sup> Figura 48. Relación T/W vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

En la gráfica se evidencia que la relación  $a/g$  no tienen variantes significativas a pesar de los cambios en su ángulo de lanzamiento y la implementación de la tercera etapa, transcurrido un tiempo de vuelo superior a los 50 s el cuerpo tiende a presentar un comportamiento lineal sin alteraciones considerables.

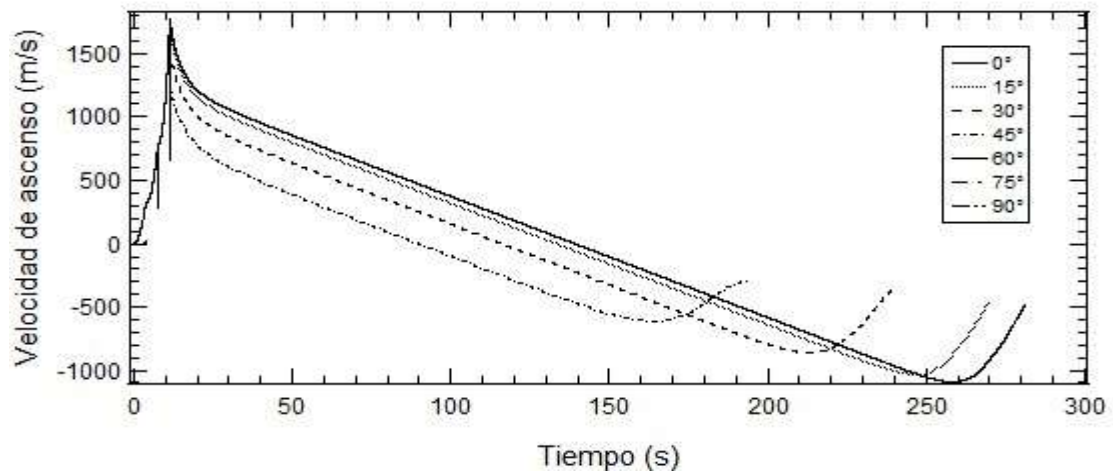


Figura 50. Velocidad de ascenso vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>61</sup>

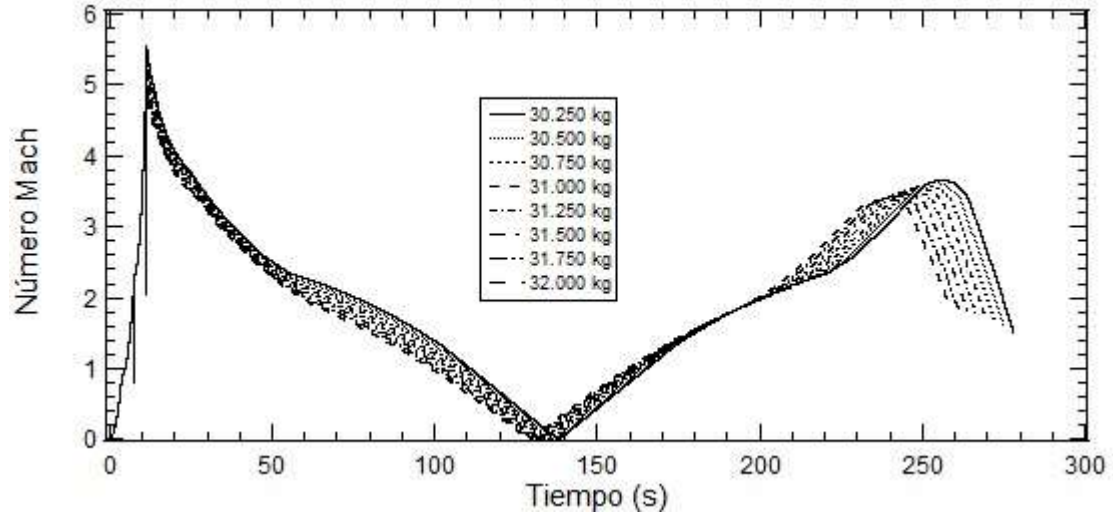


Figura 51. Numero mach vs tiempo de vuelo en función de la masa.<sup>62</sup>

<sup>60</sup> Figura 49. Relación  $a/g$  vs Tiempo de Vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>61</sup> Figura 50. Velocidad de ascenso vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>62</sup> Figura 51. Numero mach vs tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

Durante el análisis con las tres etapas se mantuvo el mismo comportamiento en la velocidad de ascenso donde la mayor velocidad se registra para un ángulo de vuelo de  $0^\circ$ , al aumentar el ángulo las variaciones en la velocidad son mínimas y siempre se va a presentar una desaceleración después de tener contacto con la densidad del aire en la troposfera.

Con la implementación de una carga paga al sistema con 3 etapas se mantiene el vuelo en un régimen hipersónico por un instante de tiempo muy pequeño. De igual manera el comportamiento es similar al analizado en las etapas anteriores.

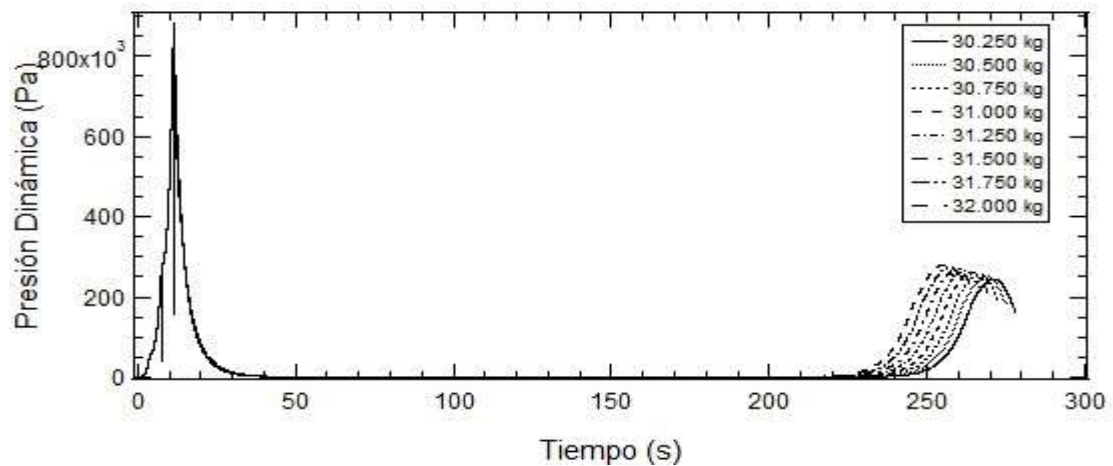


Figura 52. Presión dinámica vs Tiempo de vuelo en función de la masa.<sup>63</sup>

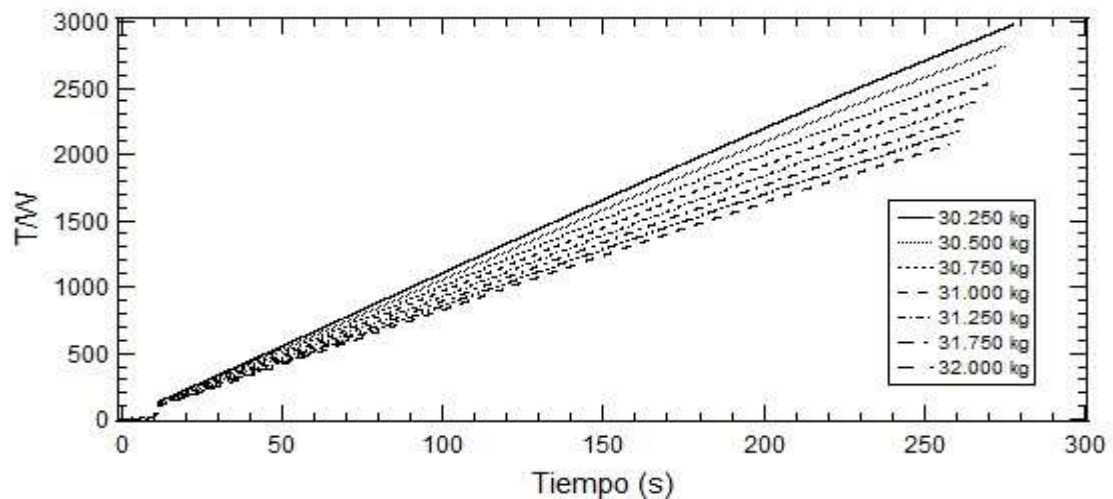


Figura 53. Relación T/W vs tiempo de vuelo en función de la masa.<sup>64</sup>

<sup>63</sup> Figura 52. Presión dinámica vs Tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

Imponiendo una carga paga al sistema no se observan grandes cambios en la presión dinámica ya que la aceleración que se genera en el cuerpo no tiene grandes variaciones durante el vuelo si se comparan las tres etapas en estudio. Teniendo en cuenta el aumento en la masa por la tercera etapa se presentan algunas variaciones en la relación empuje/peso, donde la mayor relación se obtiene con la menor carga paga y de esta manera se reduce al aumentar la carga del sistema. (Figura 53)

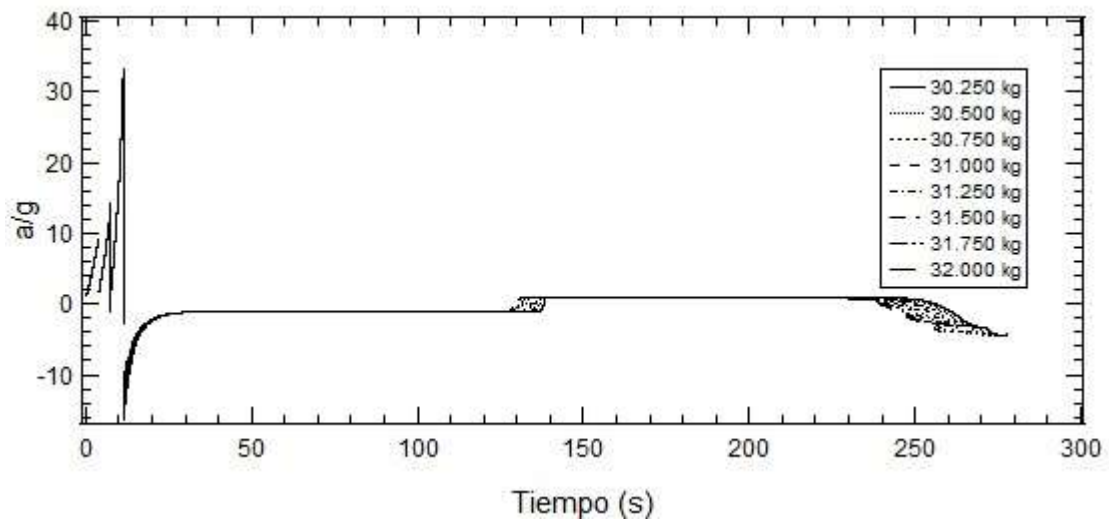


Figura 54. Relación  $a/g$  vs Tiempo de vuelo en función de la masa.<sup>65</sup>

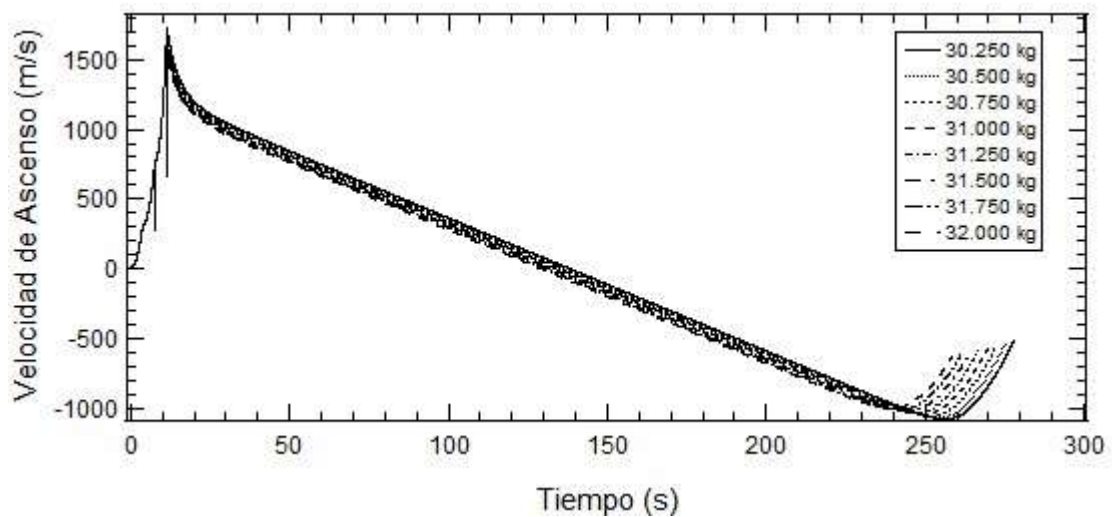


Figura 55. Velocidad de ascenso vs tiempo de vuelo en función de la masa<sup>66</sup>

<sup>64</sup> Figura 53. Relación  $T/W$  vs tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>65</sup> Figura 54. Relación  $a/g$  vs Tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

Al igual que en la segunda etapa se evidencian fracciones de tiempo en las que no existe relación a/g esto es debido a la separación de las etapas después de la combustión del propelente, son instantes de tiempo muy pequeños que pueden discriminarse a la hora de interpretar la gráfica 54. La variación en la relación es muy pequeña sin importar la carga paga que se le aplique al cohete; únicamente hay cambios en la gráfica en el instante en que el cuerpo entra en contacto con la troposfera.

En la figura 55 se observa que la velocidad de ascenso del cuerpo no tiene cambios drásticos con la implementación de la carga paga ya que el empuje proporcionado por cada una de las etapas genera una fuerza mayor permitiendo que la velocidad cambie.

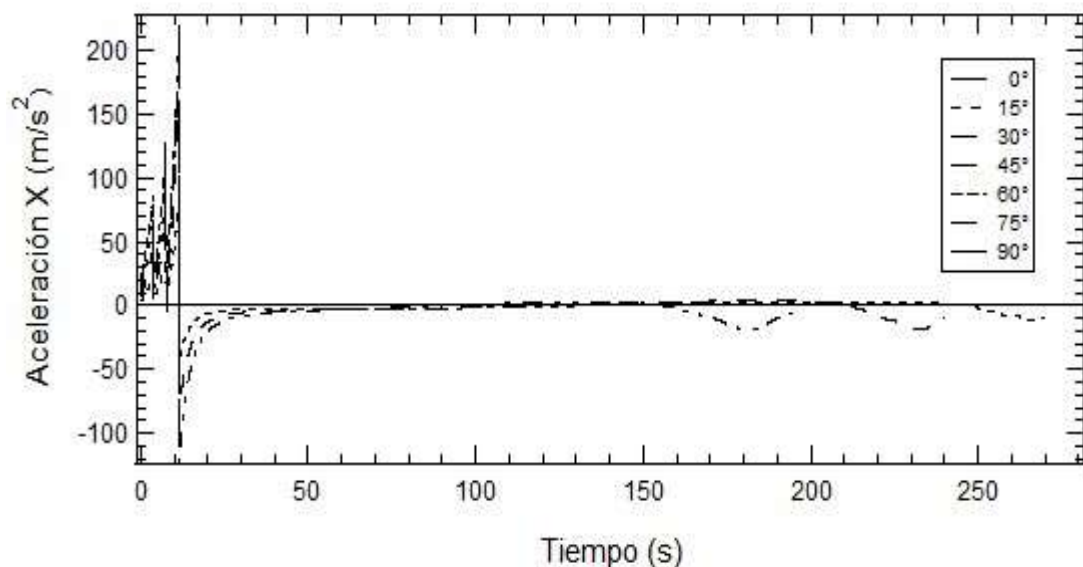


Figura 56. Aceleración en X vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>67</sup>

En la figura 56 se aprecia la aceleración experimentada en el cuerpo en el eje X, como se evidencia en la figura los valores más altos alcanzados por el cuerpo se consiguen con ángulos de lanzamiento entre los 15° a 45° debido a que esta configuración permite un vuelo prolongado sin colisión con el suelo a diferencia de ángulos de lanzamiento más pronunciados como 60°, 75° y 90° los cuales no permiten este vuelo, reduciendo el tiempo del cuerpo en el aire y colisionando con el suelo a los pocos segundos de lanzamiento.

<sup>66</sup> Figura 55. Velocidad de ascenso vs tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>67</sup> Figura 56. Aceleración en X vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

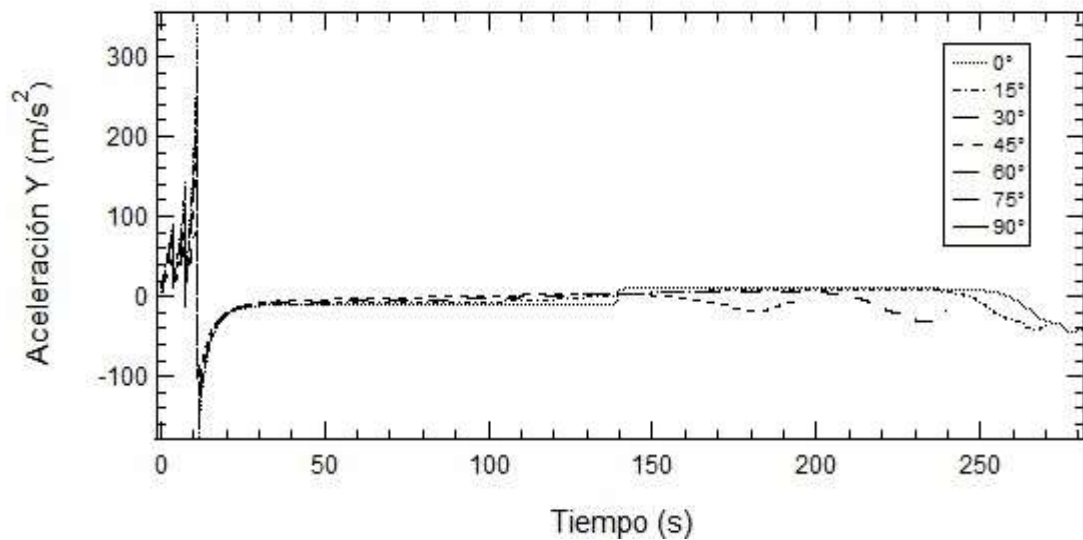


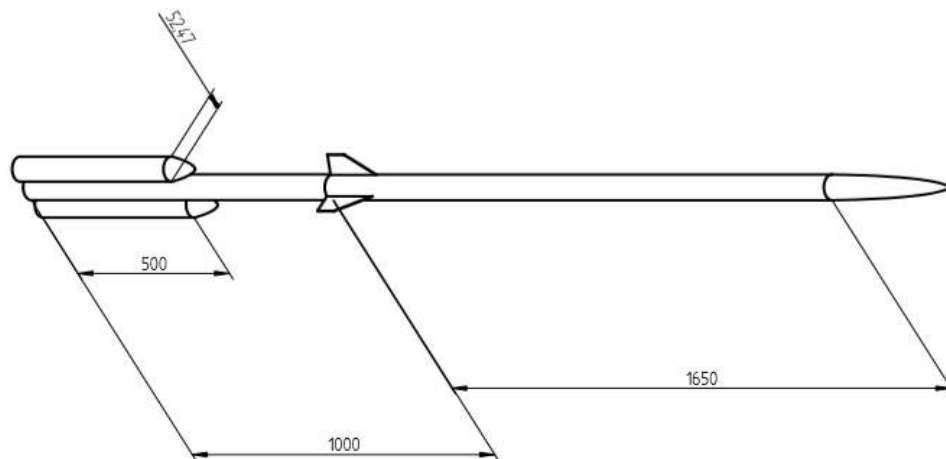
Figura 57. Aceleración en Y vs tiempo de vuelo en función de la masa<sup>68</sup>

En la figura 57 se observan los valores de aceleración en el eje Y alcanzados por el cuerpo, se aprecia que el valor más alto de aceleración se consigue con un ángulo de lanzamiento de  $0^\circ$  ya que con este se consigue un vuelo prolongado y las etapas son aprovechadas al máximo en esta configuración de lanzamiento, si se desea desarrollar un estudio de aceleraciones se recomienda utilizar un ángulo de vuelo de  $0^\circ$

### 13. ANÁLISIS DE LA TRAYECTORIA DEL COHETE SONDA LIBERTADOR I IMPLEMENTANDO UN SISTEMA MULTIMOTOR

El cohete multimotor diseñado cuenta con 4 motores ubicados 3 en la parte inferior, dos de los cuales se pueden encontrar y los otros dos uno encima del otro. Este diseño fue basado en las características que por lo general utilizaron cohetes diseñados por otros países del mundo. El peso en vacío del cohete es de 20 kg y el peso de despegue está alrededor de los 40 kg lo que hace que el cuerpo sea demasiado pesado y no logra mejorar el rendimiento de la trayectoria conseguido con la implementación de las tres etapas de forma lineal.

<sup>68</sup> Figura 57. Aceleración en Y vs tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.



Grafica 4. Dimensiones del cohete Libertador I con un sistema multietapa en mm.<sup>68</sup>

MULTIMOTOR 1 ETAPA		CARGA ADICIONAL	
DIÁMETRO	76,2 mm	PAYLOAD	5 kg
LONGITUD	2031 mm	MASA FINAL	45 kg
MASA ESTRUCTURAL	20 kg		
PROPELENTE	20 kg		
MOTORES	4		

Tabla 4. Características del cohete sonda Libertador I con un sistema multietapa

A continuación se presentan los resultados obtenidos en el análisis de la trayectoria de vuelo del cohete sonda Libertador I implementando un sistema multimotor, compuesto por cuatro motores dos de estos están ubicados linealmente, los otros dos son los motores exteriores ubicados lateralmente; todos los motores utilizan el mismo propelente en igual cantidad y proporcionan el mismo empuje que muestra en el análisis del cohete sonda Libertador I con una etapa. Para realizar el análisis se utilizó el software computacional FORTRAN.

### 13.1 Ángulo de vuelo

Para realizar el análisis de la trayectoria del cohete sonda con un sistema multimotor se repiten los procedimientos del capítulo anterior y se tienen en cuenta las condiciones iniciales de una atmosfera ideal y de una combustión constante y controlada.

<sup>68</sup> Grafica 4/ Cohete Libertador I con un sistema multietapa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Solid Edge.



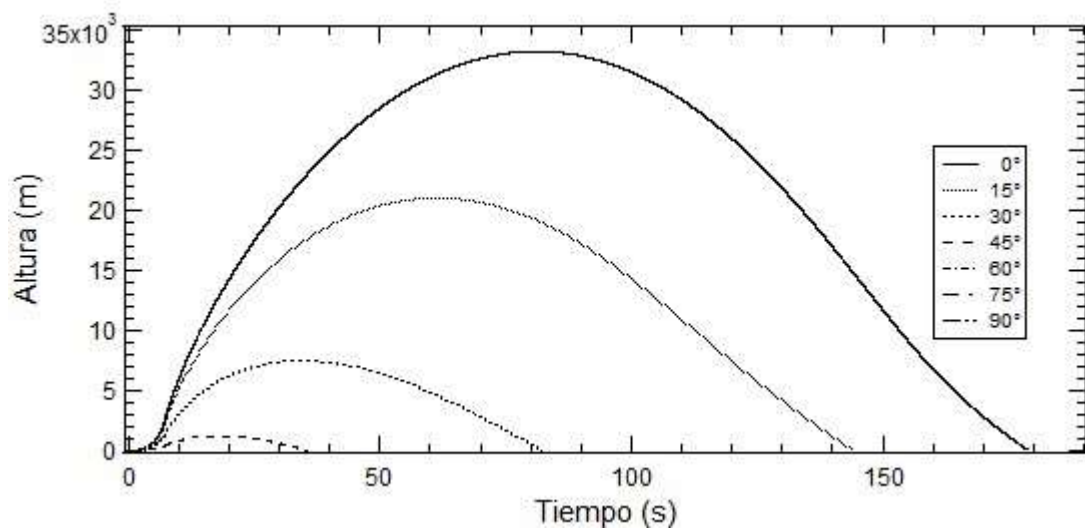


Figura 58. Altitud (Apogeo) vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>69</sup>

Como se observa en la figura 58 el mayor alcance vertical esta alrededor 34 km, lo cual no justifica la implementación de un sistema con estas características ya que comparando los resultados obtenidos con la implementación de dos etapas en forma lineal se consigue un apogeo cercano a los 50 km, no solo se incrementa el apogeo sino se reducen costos de construcción y en combustible.

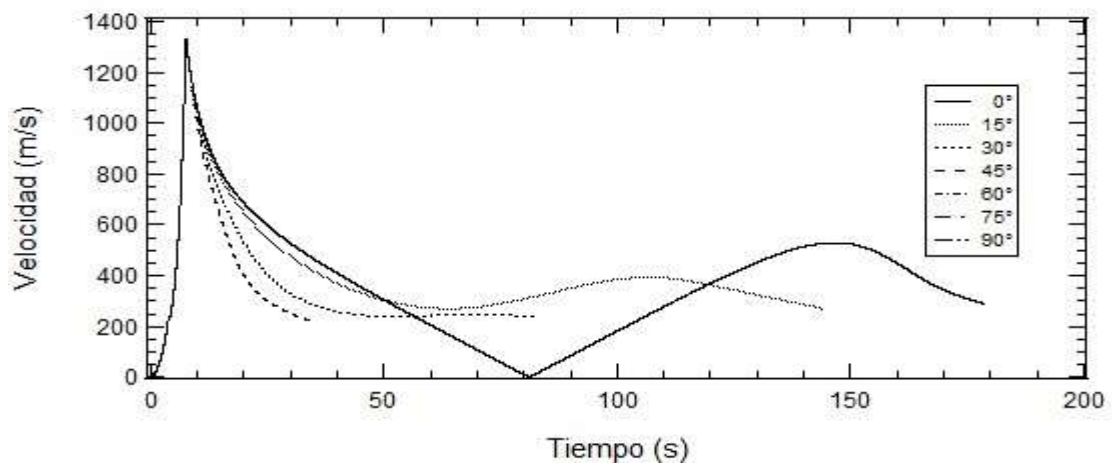


Figura 59. Velocidad del cohete vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>70</sup>

<sup>69</sup> Figura 58. Altitud (Apogeo) vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento /elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>70</sup> Figura 59. Velocidad del cohete vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.



El comportamiento de la velocidad en la figura 59 se asemeja a las velocidades experimentadas por el cuerpo con cada una de las configuraciones debido a que la combustión continua siendo controlada y las condiciones atmosféricas son las mismas en cada uno de los casos, para esta configuración en particular se evidencia que la combustión tarda alrededor de 11 s, esto sucede ya que se presenta la combustión de 3 motores en forma simultánea, una vez se consume el propelente de los tres motores se desprende el motor de la parte superior y este inicia la combustión de su propelente. Se identifica que la mayor velocidad que experimenta la estructura se encuentra alrededor de 1350 m/s.

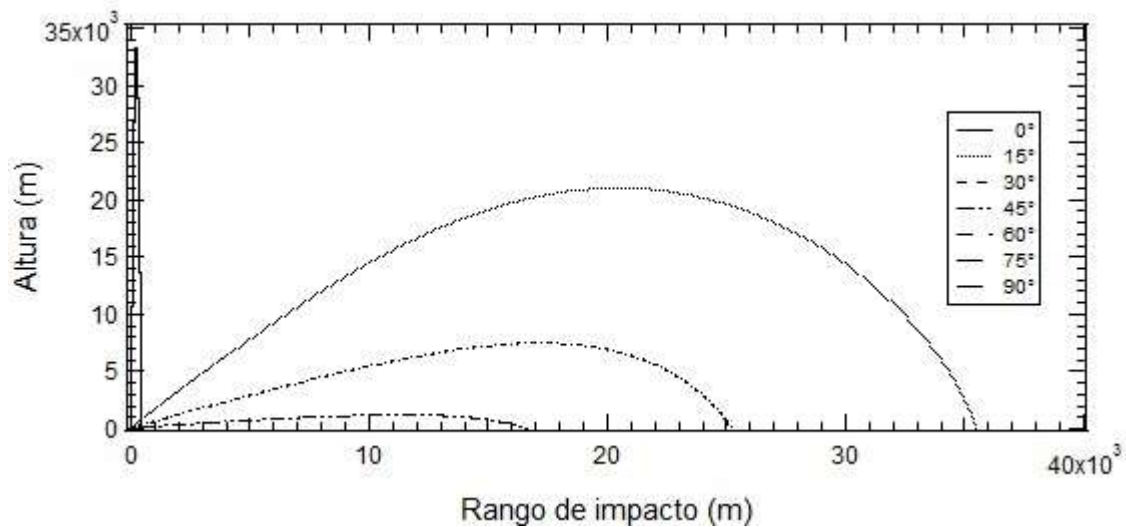


Figura 60. Altitud vs Rango de impacto en función del ángulo de lanzamiento<sup>71</sup>

Debido al peso de la estructura el intervalo de lanzamiento del cohete se reduce de 0 ° a 45 ° lo que acorta la cantidad de misiones que se pueden presentar, como se evidencia en la figura 60 nuevamente el mejor ángulo de lanzamiento es de 15° lo que se viene observando a medida que se implementa una nueva etapa en la estructura, el mayor alcance horizontal está cercano a los 36 km lo cual no justifica en este aspecto la implementación de un sistema multietapa.

### 13.2 Variación de la carga paga

Conservando las características en la carga paga utilizada a lo largo del análisis de la trayectoria del cohete sonda Libertador I con las diferentes configuraciones implementadas, se observa que la variación en el alcance vertical del cuerpo es cercana a los 4 km ya que con la carga paga más pequeña se logra alcanzar un apogeo cercano a

<sup>71</sup> Figura 60. Altitud vs Rango de impacto en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

los 34 km mientras que con la carga de 2 kg se alcanza un apogeo cercano a los 30 km tal y como se evidencia en la figura 61.

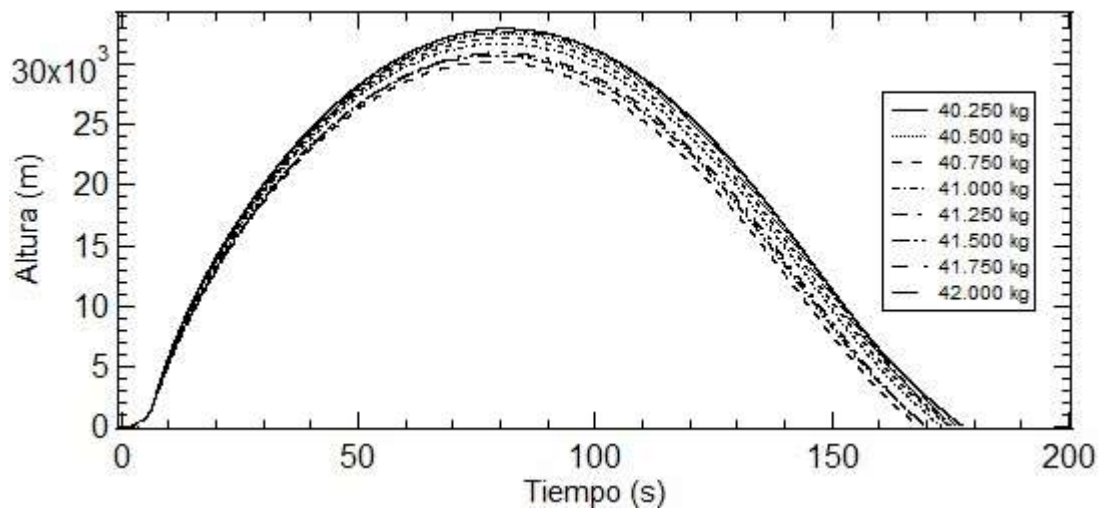


Figura 61. Altitud vs Tiempo de vuelo en función de la masa<sup>72</sup>

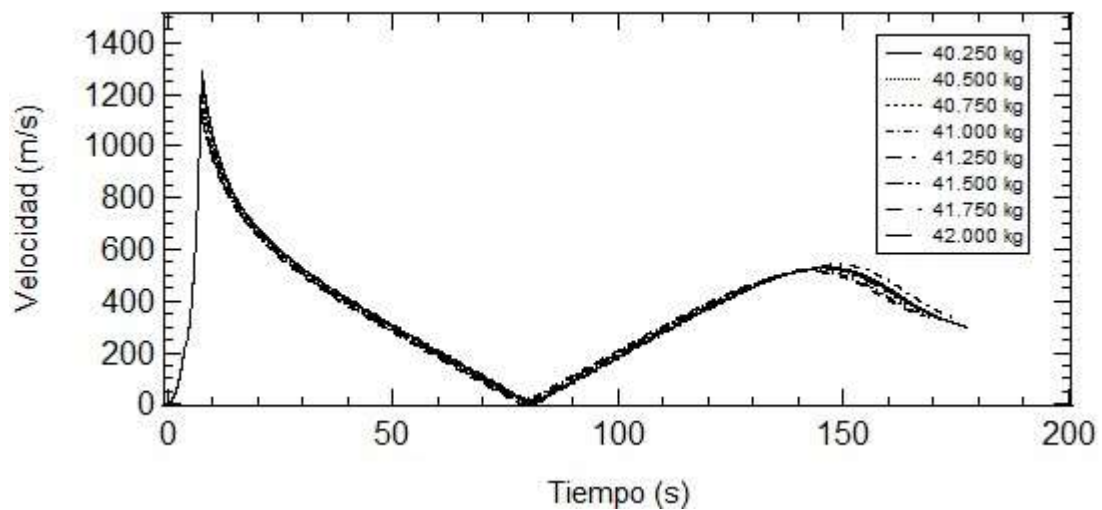


Figura 62. Velocidad del cohete vs Tiempo de vuelo en función de la masa<sup>73</sup>

Al incrementar la carga paga del cuerpo se presenta una desaceleración debido a todas las fuerzas que se presentan durante las diferentes etapas del vuelo, como se observa en la figura 61 la desaceleración a la que se somete el cohete es mínima por lo que el comportamiento de la velocidad es similar al experimentado sin la carga paga.

<sup>72</sup> Figura 61. Altitud vs Tiempo de vuelo en función de la masa /elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>73</sup> Figura 62. Velocidad del cohete vs Tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

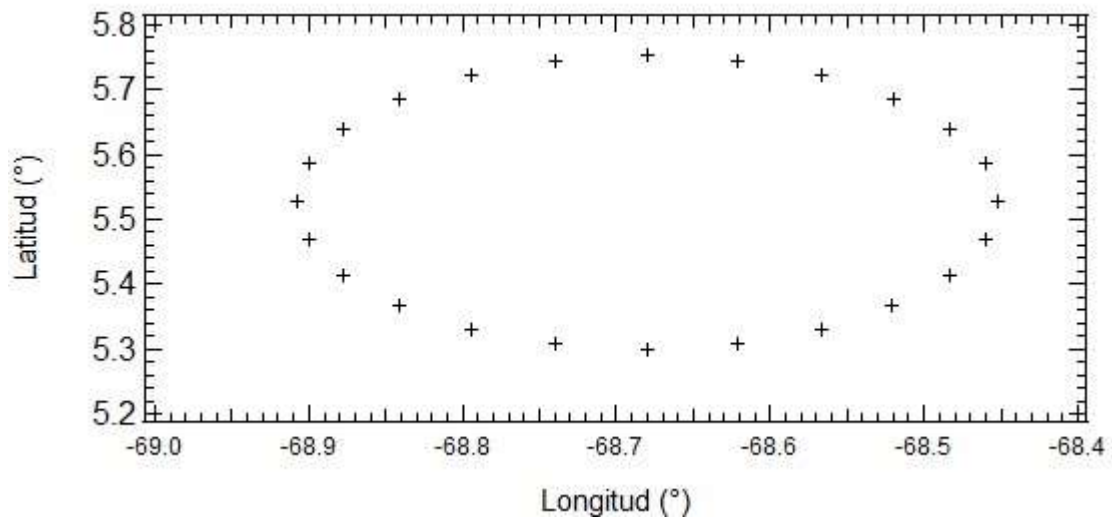


Figura 63. Posibles puntos de impacto<sup>74</sup>

Para la configuración planteada en este capítulo el rango de impacto se reduce debido al incremento en la masa del cuerpo y la reducción en el intervalo de lanzamiento planteada anteriormente. (Figura 63)

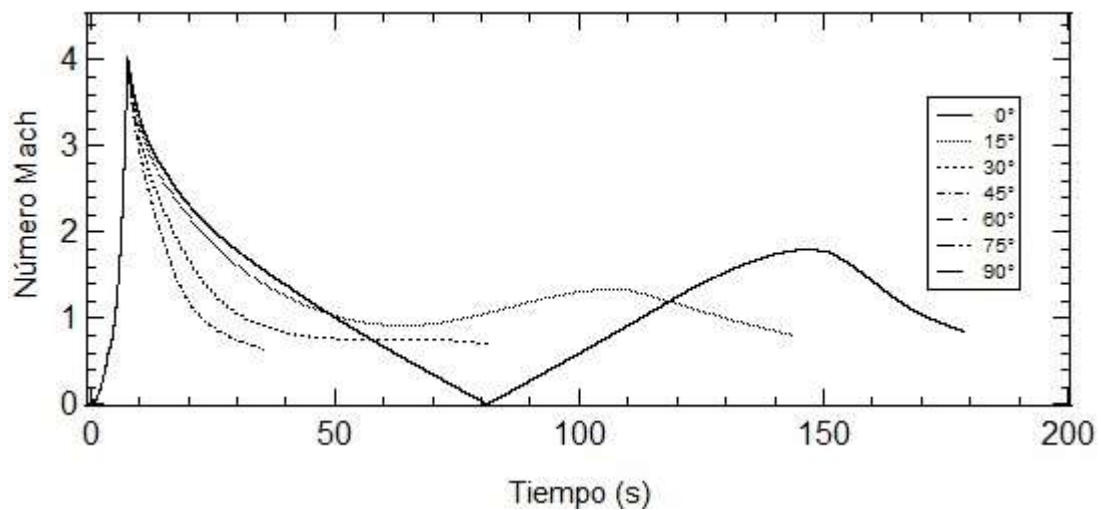


Figura 64. Número mach vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>75</sup>

En la figura 64 se evidencia que el cuerpo alcanza un mach cercano a 4 lo que le permite alcanzar un vuelo supersónico, relacionando la velocidad experimentada anteriormente se

<sup>74</sup> Figura 63. Posibles puntos de impacto /elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>75</sup> Figura 64. Número mach vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

presenta un comportamiento similar, presentando las mismas desaceleraciones a causa de la densidad troposférica planteada desde el comienzo del análisis de las trayectorias.

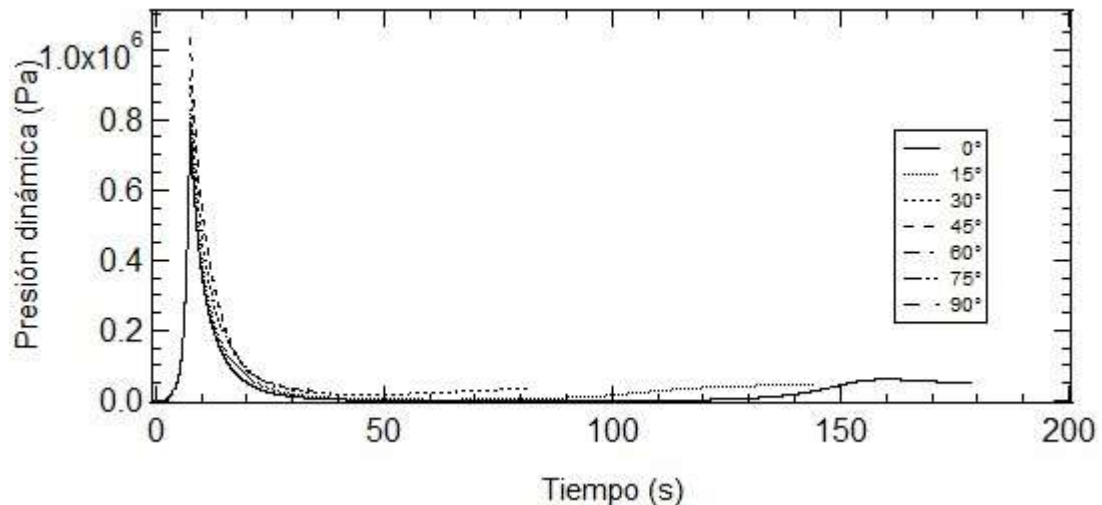


Figura 65. Presión dinámica vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>76</sup>

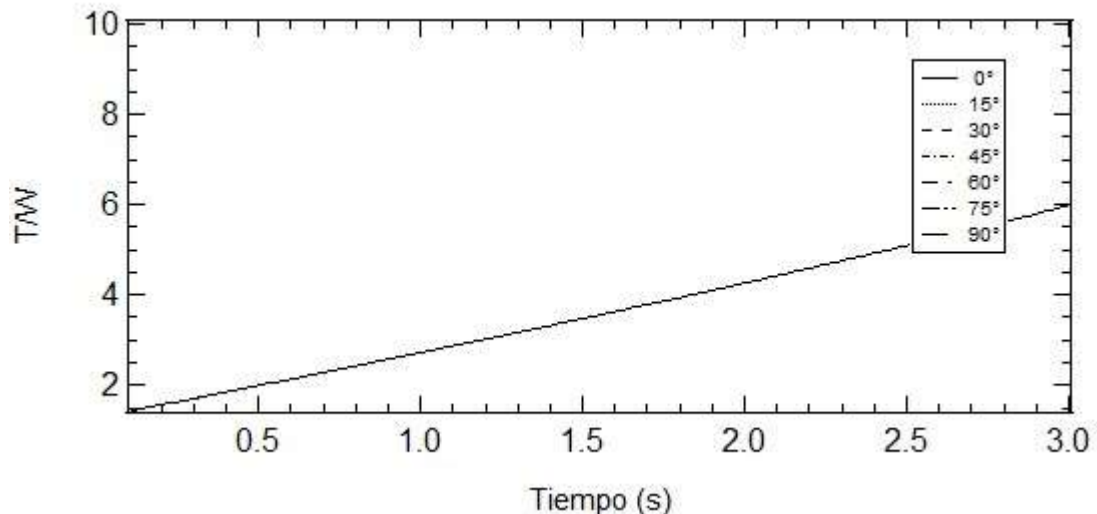


Figura 66. Relación T/W vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>77</sup>

Como se vio en los capítulos anteriores al implementar una nueva etapa o imponer una mayor carga paga al sistema la variación en la presión a la que se somete el cuerpo durante el vuelo es muy pequeña, la gran variación se presenta en el momento que se desarrolla la combustión debido a que el cuerpo gana una gran velocidad en corto tiempo.

<sup>76</sup> Figura 65. Presión dinámica vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento /elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>77</sup> Figura 66. Relación T/W vs Tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento /elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

En la figura 65 se observa detalladamente el comportamiento de la presión que se distribuye en el sistema. Justo en el instante en que se acaba la combustión del propelente se reduce la presión hasta llegar aproximadamente a 0 Pa, esto se consigue en el apogeo.

Como se evidencio con las diferentes configuraciones en el sistema la relación empuje peso se comporta similar para cada etapa ya que la combustión en cada caso se comporta de manera controlada y la pérdida de masa es la misma en cada caso. (Figura 66)

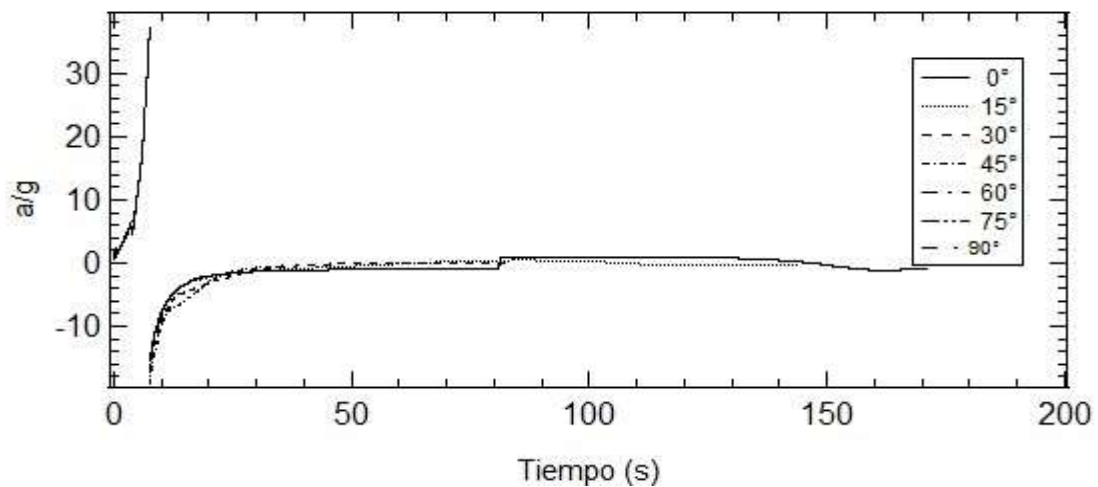


Figura 67. Relación a/g vs Tiempo de Vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>78</sup>

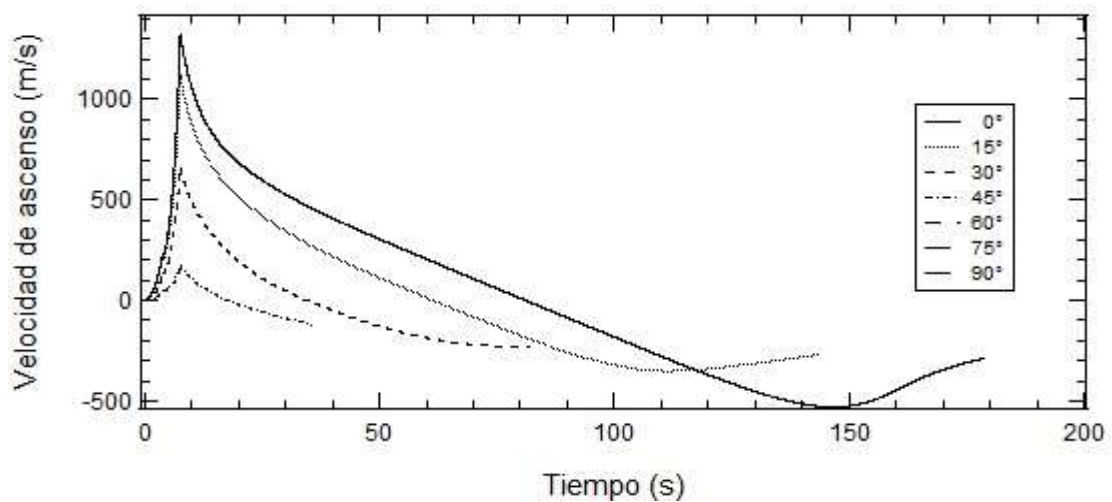


Figura 68. Velocidad de ascenso vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>79</sup>

<sup>78</sup> Figura 67. Relación a/g vs Tiempo de Vuelo en función del ángulo de lanzamiento /elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

En la figura 68 se evidencia que el comportamiento de la velocidad de ascenso experimentada por el cuerpo durante el lanzamiento es similar para cada una de las configuraciones debido a que la combustión se genera en tiempos idénticos y de manera controlada, con la implementación del sistema multietapa se genera una reducción en la velocidad mínima en comparación a el análisis del cuerpo en los capítulos anteriores, esto se debe al incremento en la masa de en la estructura.

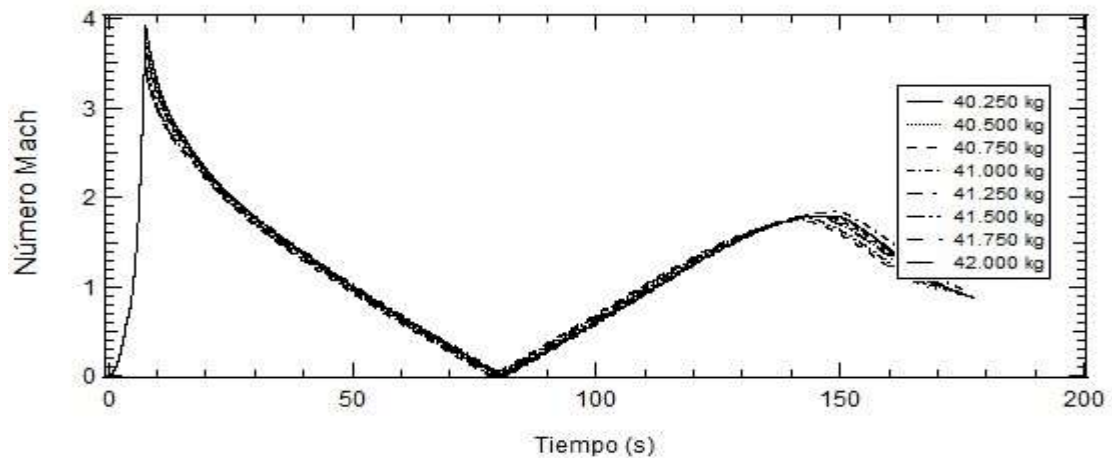


Figura 69. Numero mach vs tiempo de vuelo en función de la masa.<sup>80</sup>

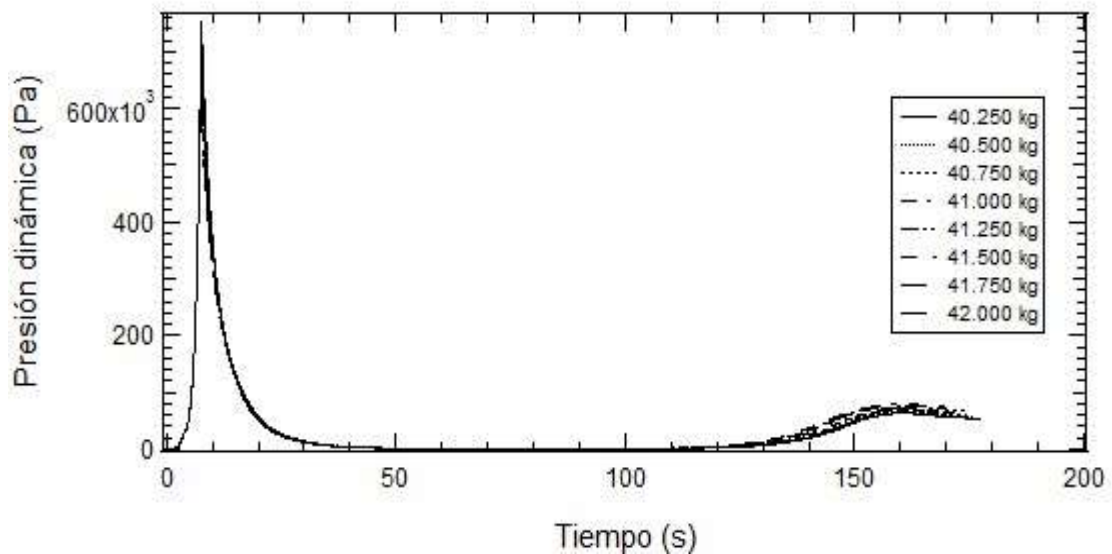


Figura 70. Presión dinámica vs Tiempo de vuelo en función de la masa.<sup>81</sup>

<sup>79</sup> Figura 68. Velocidad de ascenso vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento /elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>80</sup> Figura 69. Numero mach vs tiempo de vuelo en función de la mas/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

Debido a que la variación de la carga paga durante el análisis para cada configuración de lanzamiento permaneció en el intervalo de 0.250 kg a 2 kg no se observan grandes cambios en el análisis de cada una de las etapas, para este caso en particular se reduce el mach alrededor de 1 en comparación del mach que se observa sin añadir una carga paga. Aunque se presentan leves variaciones el comportamiento es muy similar al observado en la trayectoria con una dos y tres etapas. (Figura 69)

Relacionando las figuras 65 y 70 se evidencian un comportamiento muy similar, con la imposición de una carga paga se reduce la presión ejercida en el cuerpo ya que la velocidad disminuye y a su vez el arrastre que genera el cuerpo con las partículas de aire alrededor de su superficie.

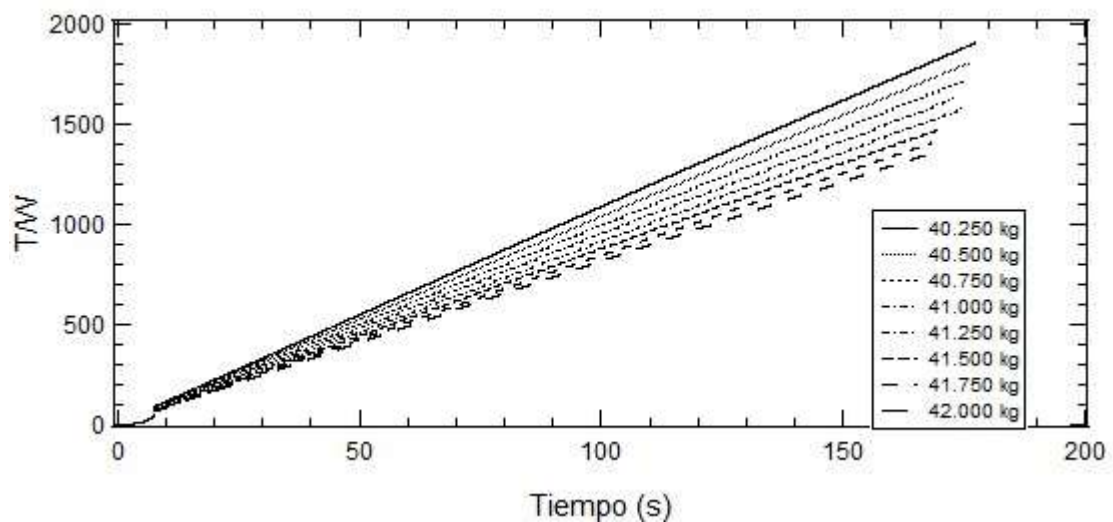


Figura 71. Relación T/W vs tiempo de vuelo en función de la masa.<sup>82</sup>

En la figura 71 se observa las variaciones que se presentan en la relación empuje peso al implementar una carga paga, se evidencia que con una mayor carga paga esta relación presenta una disminución debido a que el empuje permanece constante con cualquier configuración de lanzamiento.

<sup>81</sup> Figura 70. Presión dinámica vs Tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>82</sup> Figura 71. Relación T/W vs tiempo de vuelo en función de la masa /elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.



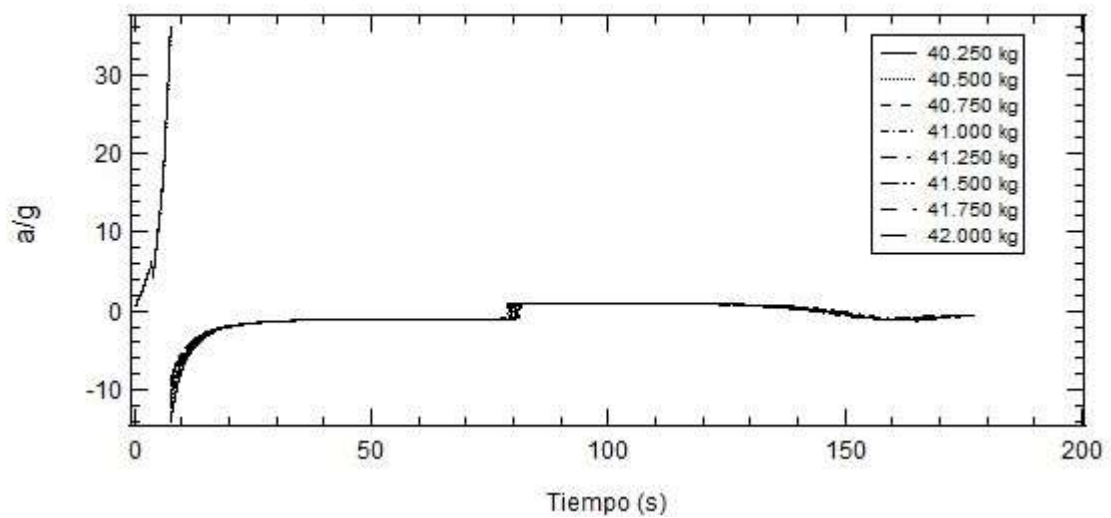


Figura 72. Relación  $a/g$  vs Tiempo de vuelo en función de la masa.<sup>83</sup>

Como se observa en la figura 72 las fuerzas  $g$ s que interactúan en el cuerpo son independientes de la carga paga y de la configuración del sistema ya que el delta de fuerza es insignificante en comparación a la mayor fuerza experimentada.

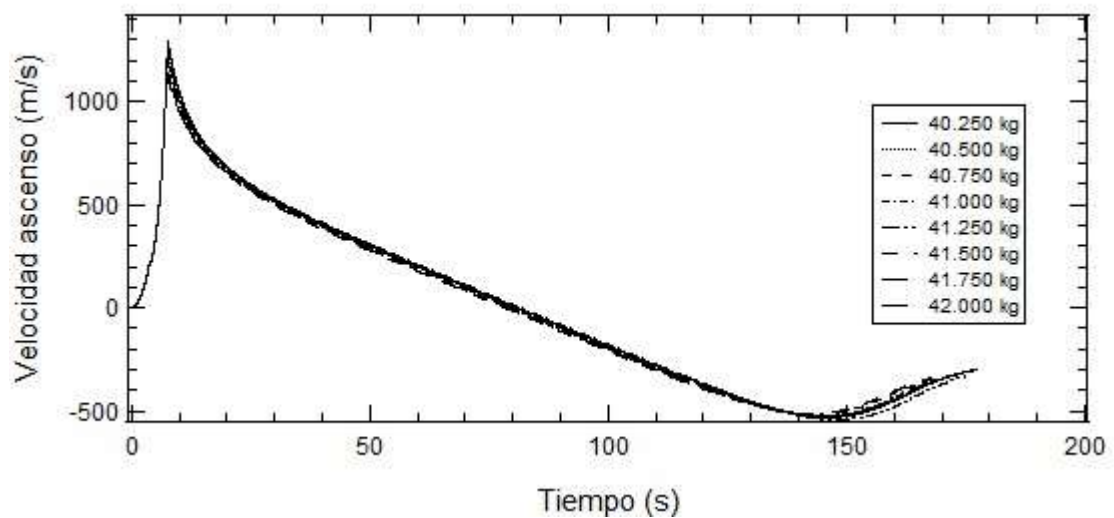


Figura 73. Velocidad de ascenso vs tiempo de vuelo en función de la masa.<sup>84</sup>

En la figura 73 se evidencia que la velocidad de ascenso este alrededor de 1400 m/s lo cual involucra al cuerpo en vuelo supersónico.

<sup>83</sup> Figura 72. Relación  $a/g$  vs Tiempo de vuelo en función de la masa/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>84</sup> Figura 73. Velocidad de ascenso vs tiempo de vuelo en función de la masa /elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.



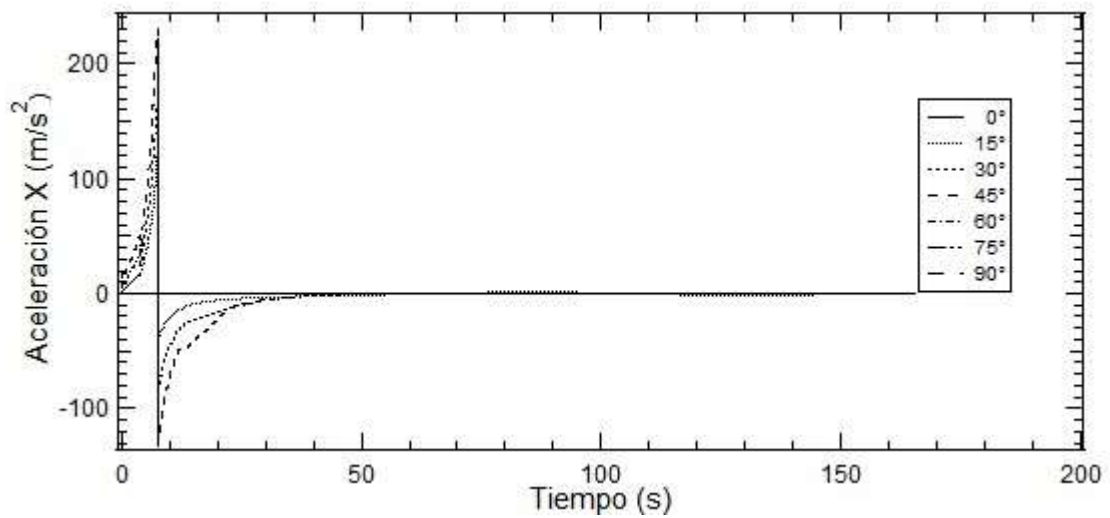


Figura 74. Aceleración en X vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento<sup>85</sup>

Como se observa en la gráfica el menor valor de aceleración en X se alcanza cuando el vehículo es lanzado a 0°, esto se debe a que el desplazamiento del cuerpo en el eje X es casi nulo por la configuración del lanzamiento, los mayores valores son alcanzados en ángulos de lanzamiento entre 15° y 45° debido a que tienen mayor tiempo de vuelo, a diferencia de ángulos más pronunciados como son entre 60° y 90° que no permiten un largo periodo de tiempo de Vuelo.

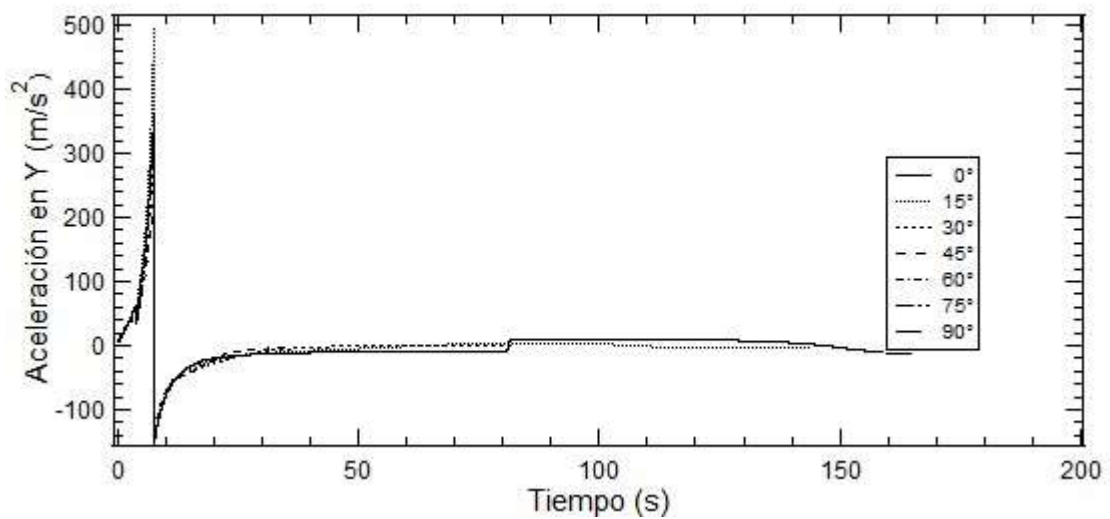


Figura 75. Aceleración en Y vs tiempo de vuelo en función de la masa<sup>86</sup>

<sup>85</sup> Figura 74. Aceleración en X vs tiempo de vuelo en función del ángulo de lanzamiento/elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

<sup>86</sup> Figura 75. Aceleración en Y vs tiempo de vuelo en función de la masa /elaborada por los autores del proyecto/software computacional Igor.

Al igual que la aceleración en Y los mayores valores registrados de aceleración en el eje X se presentan cuando el cuerpo es lanzado en ángulos entre los  $15^\circ$  y  $45^\circ$  debido a la posición que lleva el cuerpo con respecto a este eje, lo cual permite una mayor descomposición de fuerzas en este sentido y se obtiene un periodo de vuelo más extenso a diferencia de ángulos pronunciados que aseguran una colisión más pronta del cuerpo con el plano horizontal.

## CONCLUSIONES

Al recolectar información sobre los cohetes sonda a nivel mundial, se puede afirmar que el cohete sonda Libertador I cumple con el estándar de diseño debido a que describe una trayectoria parabólica de vuelo suborbital y transporta una carga científica.

Analizando el comportamiento dinámico del cuerpo al implementar dos y tres etapas se evidencia que el cohete describe una trayectoria parabólica en la que se alcanza un apogeo cercano a 52 km y 82 km respectivamente utilizando un ángulo de lanzamiento de  $0^\circ$ , además de esto el alcance horizontal que obtiene el cohete con dos etapas es de 56 km utilizando un ángulo de lanzamiento de  $15^\circ$  y el alcance que obtiene el cohete con tres etapas es de 124 km con un ángulo de lanzamiento de  $30^\circ$ , esto evidencia que con tres etapas duplica de manera significativa el alcance vertical de una etapa.

Durante el análisis de las trayectorias de vuelo se evidencia que a medida que se reduce el ángulo de lanzamiento el alcance vertical disminuye y el alcance horizontal aumentaba, esto se debe a que el empuje generado por la combustión se distribuye en mayor proporción en el eje horizontal, por otro lado si se aumenta la carga paga en el sistema se reducen los rangos de alcance tanto vertical como horizontal en una pequeña proporción debido a que la fuerza de empuje es mayor a la fuerza gravitacional que actúa sobre el cuerpo sin importar la carga paga que se imponga al sistema. El mayor rango horizontal se alcanza con un ángulo de lanzamiento de  $30^\circ$  grados debido a que con un ángulo de  $45^\circ$  la densidad troposférica ejerce un arrastre sobre el cuerpo el cual impide su libre avance y reduce en mayor medida su alcance.

Implementar un sistema multimotor en el cohete sonda Libertador I demostró que no es un sistema eficiente en comparación a las otras configuraciones utilizadas ya que el cuerpo sufre una reducción en su alcance vertical cercana a un 50% haciendo un símil con una configuración de tres etapas, esta reducción es aproximada a 41 km. Además de esto es más costosa su operación ya que el consumo de combustible aumenta por la cantidad de motores con los que cuenta el sistema.

## BIBLIOGRAFIA

Bauer, G. L., Cornick, D. E., Habeger, A. R., Peterson, F. M., and Stevenson, R., "Program to optimize Simulated Trajectories (POST)," NASA CR-132689, 1975.

Brusch, R. G., "Trajectory Optimization for the Atlas-Centaur Launch Vehicle," Journal of spacecraft and Rockets, Vol. 14, Sept. 1977, pp. 541-545.

Chapman, D. R., "computational Aerodynamics Development and Outlook," AIAA Journal, Vol. 17, Dec. 1979, pp. 1293-1313.

Chilton, F., Hibbs B., Kolm, H., O'Neill, G. K., and Phillips, J., Mass-Driver Applications, Space Manufacturing from Nonterrestrial material, Vol. 57, edited by G. K. O'Neill, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, New York, 1977.

Covault, C., Launch activity Intensifies as Liftoff Nears, Aviation Week & space Technology, Vol. 114, April 1981, pp. 40-80

Fleming, F. W., and Kemp, V. E., Computer Efficient Determination of optimum Performance Ascent Trajectories, Journal of the Astronautical Sciences, Vol. 30, No. 1, Jan- March 1982, pp. 85-92.

Gottlieb, R. G., and Fowler, W. T., Improved Secant method Applied to Boost trajectory Optimization, Journal of spacecraft and Rockets, Vol. 14, Feb. 1977, pp. 201-205.

Hill, P. G., and Peterson C. R., Mechanics and thermodynamics of propulsion, Addison-Wesley, Reading, MA, 1965.

Horner, S. F., Fluid Dynamic Lift, Horner Fluid Dynamics, Bricktown, NJ, 1965.

Horner, S. F., Fluid Dynamic lift, Horner Fluid Dynamics, Bricktown, NJ, 1975.

Isakowits, S. J., Hopkins, J. P., Jr and Hopkins, J. B., International Reference Guide to space launch Systems, 3<sup>rd</sup> ed., American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.

Kliore, A. (Ed.), "The Mars Reference Atmosphere," Advances in space Research, Vol 2, No. 2, Committee on Space Research (COSPAR), Pergamon, Elmsford, NY, 1982.

Kutler, P., "computation of three-Dimensional Inviscid Supersonic Flows," Progress in Numerical Fluid Dynamics, Springer-Verlag Lecture Notes in Physics, Vol. 41, 1975.

Mc. Henry, R. L., Brand, T. J., Long, A. D., Cockrell, B. F., and Thibodeau, J. R. III, Space shuttle Ascent Guidance, Navigation, and control, Journal of the Astronautical Sciences, Vol. 27, No. 1, Jan- March 1979, pp. 1-38.

Michael D. Griffin & James R. French, Space Vehicle Desing, second edition, editorial AIAA Education, Virginia polytechnic institute and state University.

Morrning, Frank, Test Puts Hybrid Rockets Back on the table, Aviation Week & Space Technology, Vol. 158, 3 Feb 2003, p.50

Murcia Piñeros Jhonatan- Sergio N. Pachón liatón, Diseño conceptual de un cohete sonda para toma de datos atmosféricos, revista tecno ESUFA, julio 2012,vol. 17 Pag. 41-42.

Pearson, D. W., Space shuttle Vehicle Lift-Off Dynamics Occurring in a Transition From a Cantilever to a free-free Flight phase, AIAA Paper 82-1554, Aug. 1982.

Reglamentación para cohetes no tripulados disponible en <http://www.faa.gov/search/?omni=MainSearch&q=unmanned+rocket&x=0&y=0>

Schleich, W. T., The space shuttle Ascent Guidance and Control, AIAA Paper 82-1497, Aug. 1982.

Schleich, W. T., Space shuttle Vehicle Configuration impact on Ascent Guidance and Control, AIAA Paper 82-1552, Aug 1982.

Sutton, G. P., and Biblarz, O., Rocket Propulsion Elements, 7<sup>th</sup> ed., Wiley interscience, New York, 2000.

Teoría Sobre Motores Cohete de Propelente Sólido – Richard Nakka, traducción Sebastián Garofalo Pag 6.

U.S. Standard Atmosphere, National Oceanic and Atmospheric Administration, NOAA S/T 76-1262, U.S. Government Printing Office, Washington, DC, 1976.

Vinh, N. X., Busemann, A., and Culp, R. D., Hypersonic and Planetary Entry Flight Mechanics, Univ. of Michigan press, Ann Arbor, MI, 1980.

Well, K. H., and Tandon, S. R., "Rocket Ascent Trajectory Optimization via Recursive Quadratic Programming," Journal of the Astronautical Sciences, Vol. 30, No. 2, April-June 1982, pp. 101-116.

## ANEXOS

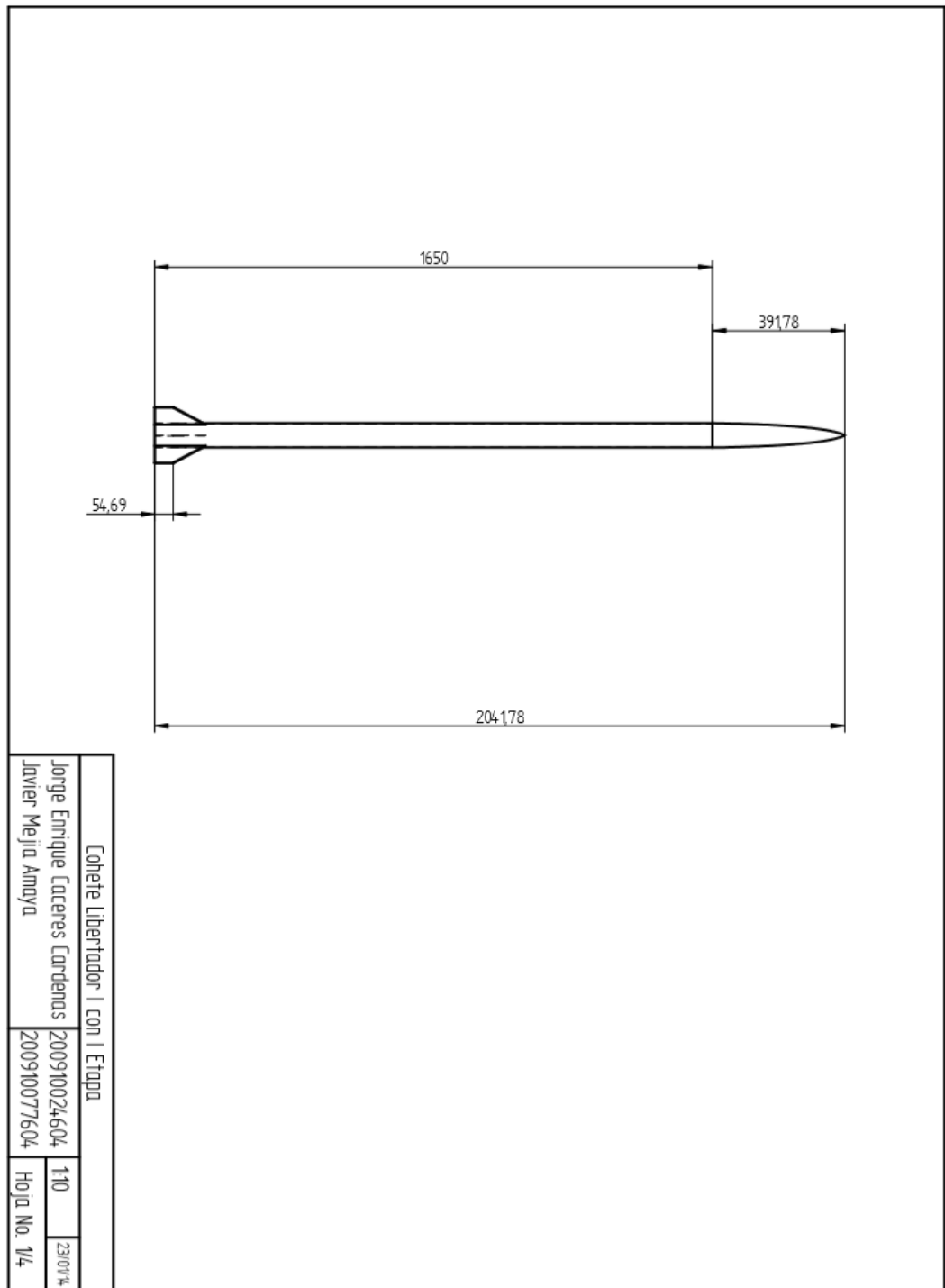
TABLA DE LANZAMIENTO DEL COHETE LIBERTADOR I VARIANDO EL ANGULO DE VUELO

UNA ETAPA					
VARIACION ÁNGULO DE LANZAMIENTO	APOGEO O (km)	ALCANCE HORIZONTAL L (km)	Max. VELOCIDAD (m/s)	Max. VELOCIDAD ASCENSO (m/s)	Max. MACH
0°	23	0	1180	1180	3.5
15°	20	16	1180	1100	3.5
30°	14	23	1180	900	3.5
45°	8	22	1180	700	3.5
60°	4	18	1180	420	3.5
75°	1	13	1180	120	3.5
90°	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a
DOS ETAPAS					
0°	52	0	1540	1540	4.8
15°	43	56	1540	1400	4.8
30°	23	52	1540	1300	4.8
45°	9	32	1540	1100	4.8
60°	2	22	1540	800	4.8
75°	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a
90°	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a
TRES ETAPAS					
0°	88	0	1800	1800	5.6
15°	80	76	1800	1600	5.6
30°	62	124	1800	1500	5.6
45°	40	120	1800	1200	5.6
60°	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a
75°	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a
90°	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a
MULTIMOTOR					
0°	33	0	1260	1260	4
15°	21	35	1260	1100	4
30°	7	25	1260	500	4
45°	1	17	1260	130	4
60°	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a
75°	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a
90°	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a

TABLA DE LANZAMIENTO DEL COHETE LIBERTADOR I VARIANDO LA MASA

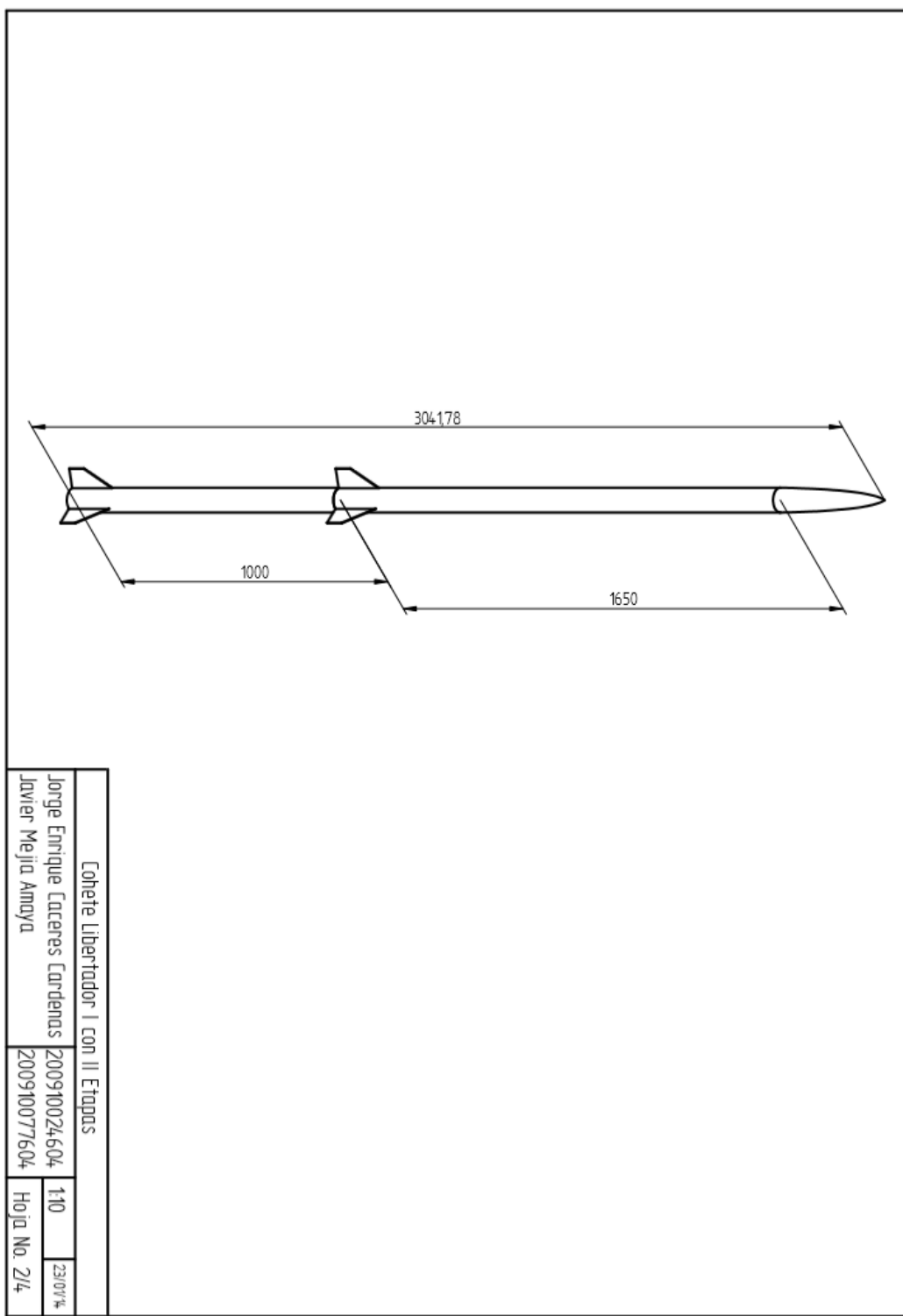
UNA ETAPA				
VARIACION DE MASA (kg)	APOGEO (km)	Max. VELOCIDAD (km)	Max. VELOCIDAD ASCENSO (km)	Max. MACH
0.250	21	1120	1220	3.4
0.500	19	1120	1140	3.4
0.750	18	1120	1060	3.4
1.0	17	1120	980	3.4
1.250	16	1120	920	3.4
1.500	15	1120	840	3.4
1.750	14	1120	760	3.4
2.000	13	1120	700	3.4
DOS ETAPAS				
0.250	53	1500	1500	4.6
0.500	52	1500	1467	4.6
0.750	51	1500	1434	4.6
1.0	50	1500	1400	4.6
1.250	49	1500	1367	4.6
1.500	48	1500	1334	4.6
1.750	47	1500	1300	4.6
2.000	46	1500	1267	4.6
TRES ETAPAS				
0.250	86	1700	1700	5.5
0.500	83	1700	1667	5.5
0.750	81	1700	1634	5.5
1.0	80	1700	1601	5.5
1.250	79	1700	1568	5.5
1.500	78	1700	1535	5.5
1.750	76	1700	1500	5.5
2.000	74	1700	1450	5.5
MULTIMOTOR				
0.250	33	1160	1260	3.9
0.500	32.5	1160	1230	3.9
0.750	32	1160	1200	3.9
1.0	31.5	1160	1170	3.9
1.250	31	1160	1140	3.9
1.500	30.5	1160	1110	3.9
1.750	30	1160	1180	3.9
2.000	29.5	1160	1100	3.9

# PLANO DEL COHETE SONDA LIBERTADOR I CON UNA ETAPA

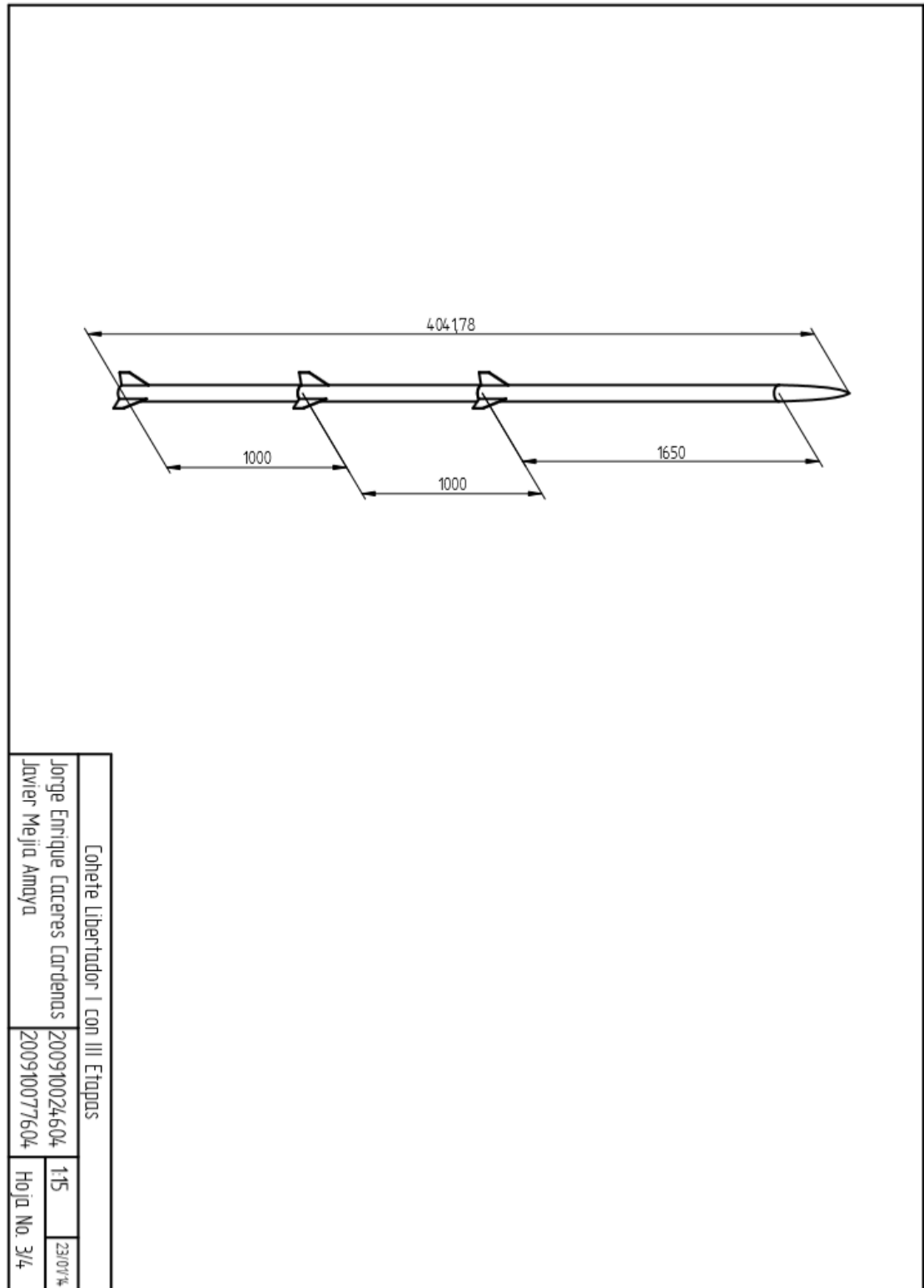




## PLANO DEL COHETE SONDA LIBERTADOR I CON DOS ETAPAS



# PLANO DEL COHETE SONDA LIBERTADOR I CON TRES ETAPAS



# PLANO DEL COHETE SONDA LIBERTADOR I CON UN SISTEMA MULTIETAPA

